



TUGAS AKHIR – TM141585

**PEMODELAN DAN ANALISIS PENGARUH  
PERUBAHAN PARAMETER SISTEM SUSPENSI  
*OLEO-PNEUMATIC* TERHADAP GAYA REDAM  
DAN GAYA PEGAS SERTA RESPON DINAMIS  
PENUMPANG PESAWAT BOEING 747-400 SAAT  
PROSES *LANDING* DAN *TAKEOFF***

YUNITA HESTININGRUM  
NRP. 2112100039

Dosen Pembimbing:  
Dr. Harus Laksana Guntur, ST., M.Eng.

PROGRAM SARJANA  
JURUSAN TEKNIK MESIN  
FAKULTAS TEKNOLOGI INDUSTRI  
INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER  
SURABAYA 2016



**ITS**  
Institut  
Teknologi  
Sepuluh Nopember

TUGAS AKHIR - TM 141585

**PEMODELAN DAN ANALISIS PENGARUH  
PERUBAHAN PARAMETER SISTEM SUSPENSI  
OLEO-PNEUMATIC TERHADAP GAYA REDAM DAN  
GAYA PEGAS SERTA RESPON DINAMIS  
PENUMPANG PESAWAT BOEING 747-400 SAAT  
PROSES *LANDING* DAN *TAKEOFF***

YUNITA HESTININGRUM  
NRP 2112 100 039

Dosen Pembimbing  
Dr. Harus Laksana Guntur, ST., M.Eng.

JURUSAN TEKNIK MESIN  
FAKULTAS TEKNOLOGI INDUSTRI  
INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER  
SURABAYA 2016



FINAL PROJECT – TM141585

**MODELING AND ANALYSIS OF THE EFFECT OF  
PARAMETER CHANGES IN THE OLEO-  
PNEUMATIC SUSPENSION SYSTEM TOWARDS  
THE DAMPING FORCE AND THE SPRING FORCE  
AND ALSO THE DYNAMIC RESPONSE OF THE  
BOEING 747-400 PASSENGERS DURING LANDING  
AND TAKEOFF PROCESS**

YUNITA HESTININGRUM  
NRP. 2112100039

Advisory Lecturer  
Dr. Harus Laksana Guntur, ST., M.Eng.

BACHELOR PROGRAM  
DEPARTMENT OF MECHANICAL ENGINEERING  
FACULTY OF INDUSTRIAL TECHNOLOGY  
SEPULUH NOPEMBER INSTITUTE OF TECHNOLOGY  
SURABAYA 2016

## LEMBAR PENGESAHAN

### PEMODELAN DAN ANALISIS PENGARUH PERUBAHAN PARAMETER SISTEM SUSPENSI *OLEO-PNEUMATIC* TERHADAP GAYA REDAM DAN GAYA PEGAS SERTA RESPON DINAMIS PENUMPANG PESAWAT BOEING 747-400 SAAT PROSES *LANDING* DAN *TAKEOFF*

#### TUGAS AKHIR

Diajukan untuk Memenuhi Salah Satu Syarat  
Memperoleh Gelar Sarjana Teknik  
pada  
Program Studi S-1 Jurusan Teknik Mesin  
Fakultas Teknologi Industri  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Oleh:

**YUNITA HESTININGRUM**

Nrp. 2112 100 039

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir :

1. Dr. Eng. Harus L. G., ST., M.Eng ..... (Pembimbing)  
NIP. 197505111999031001
2. Dr. Wiwiek Hendrowati, ST., MT. .... (Penguji I)  
NIP. 197004121997032003
3. Moch. Solichin, ST., MT. .... (Penguji II)  
NIP. 198908172015041003
4. Aida Annisa A. D., ST., MT. .... (Penguji III)  
NIP. 198907052015042005





**PEMODELAN DAN ANALISIS PENGARUH  
PERUBAHAN PARAMETER SISTEM SUSPENSI  
OLEO-PNEUMATIC TERHADAP GAYA REDAM  
DAN GAYA PEGAS SERTA RESPON DINAMIS  
PENUMPANG PESAWAT BOEING 747-400 SAAT  
PROSES *LANDING* DAN *TAKEOFF***

**Nama Mahasiswa** : Yunita Hestiningrum  
**NRP** : 2112100039  
**Jurusan** : Teknik Mesin FTI-ITS  
**Dosen Pembimbing** : Dr. Harus Laksana Guntur ST.,  
M.Eng.

**Abstrak**

*Sistem suspensi oleo-pneumatic adalah sistem suspensi pasif yang biasa digunakan di pesawat terbang yang berfungsi untuk meredam vibrasi pada bodi pesawat akibat energi impact saat proses landing dan energi eksitasi yang disebabkan saat pesawat terbang berjalan melalui permukaan landasan pacu yang tidak rata dengan kecepatan yang sangat tinggi saat proses takeoff. Pada sistem suspensi oleo-pneumatic ini terdapat dua fluida kerja pada silinder hidrolisnya yaitu gas dan minyak. Parameter-parameter pada sistem suspensi seperti dimensi shock absorber, tekanan dan volume fluida akan mempengaruhi karakteristik redaman dari sebuah oleo-pneumatic shock absorber yang digunakan.*

*Dalam tugas akhir ini dilakukan pemodelan dan analisis pengaruh perubahan parameter sistem suspensi oleo-pneumatic terhadap gaya redam dan gaya pegas serta respon dinamis penumpang pesawat Boeing 747-400 saat proses landing dan takeoff. Tekanan awal gas ( $p_0$ ) pada sistem suspensi oleo-pneumatic divariasikan sebesar 1,2 - 2 MPa pada volume awal gas konstan yaitu sebesar  $2,752 \times 10^{-3} \text{ m}^3$ . Volume awal gas ( $V_0$ )*

divariasikan sebesar  $2,252 \times 10^{-3} - 3,252 \times 10^{-3} \text{ m}^3$  pada tekanan awal gas konstan yaitu sebesar 1,6 MPa. Serta luas penampang orifice ( $A_o$ ) divariasikan sebesar  $6,412 \times 10^{-4} \text{ m}^2 - 6,812 \times 10^{-4} \text{ m}^2$  dengan tekanan awal gas ( $p_0$ ) dan volume awal gas ( $V_0$ ) konstan yaitu sebesar 1,6 MPa dan  $2,752 \times 10^{-3} \text{ m}^3$ . Terdapat tiga jenis gas yang digunakan pada simulasi sistem suspensi oleo-pneumatic yaitu nitrogen, karbondioksida, dan udara kering. Input yang digunakan pada tugas akhir ini adalah input sinusoidal dan bump modified.

Dari sistem suspensi oleo-pneumatic didapatkan bahwa semakin kecil luas penampang orifice ( $A_o$ ), maka gaya redam yang dihasilkan akan semakin besar. Semakin besar tekanan awal gas ( $p_0$ ) yang digunakan pada sistem suspensi oleo-pneumatic, maka gaya pegas yang dihasilkan semakin besar. Dan semakin besar volume awal gas ( $V_0$ ) yang digunakan, maka gaya pegas yang dihasilkan semakin besar. Pada sistem pesawat terbang dengan penambahan sistem suspensi oleo-pneumatic untuk input bump modified (kondisi landing), seluruh respon merupakan respon transient dan mencapai kondisi steady state kurang dari 25 detik. Sedangkan untuk input sinusoidal (kondisi takeoff) dengan kecepatan pesawat terbang saat takeoff yaitu sebesar 196 knots = 362,992 km/jam, respon dinamis berupa perpindahan, kecepatan dan percepatan dari penumpang mencapai kondisi steady state sebelum 15 detik. Dari ketiga jenis gas yang digunakan pada simulasi, hasil dari nilai RMS untuk percepatan getaran penumpang adalah tidak ada keluhan (nyaman) apabila dibandingkan dengan standar ISO 2631.

**Kata kunci :** sistem suspensi, oleo-pneumatic shock absorber, karakteristik, respon dinamis, parameter.

# **MODELING AND ANALYSIS OF THE EFFECT OF PARAMETER CHANGES IN THE OLEO- PNEUMATIC SUSPENSION SYSTEM TOWARDS THE DAMPING FORCE AND THE SPRING FORCE AND ALSO THE DYNAMIC RESPONSE OF THE BOEING 747-400 PASSENGERS DURING LANDING AND TAKEOFF PROCESS**

**Name** : Yunita Hestiningrum  
**NRP** : 2112100039  
**Department** : Mechanical Engineering FTI-ITS  
**Advisory Lecturer** : Dr. Harus Laksana Guntur ST.,  
M.Eng

## ***Abstract***

*The oleo-pneumatic suspension system is a type of passive suspension system commonly used in airplane which serves to dampen vibrations in the fuselage due to the impact energy during the process of landing and excitation energy that is caused when the plane goes through the uneven runway surface with a very high speed during the process of takeoff. In the oleo-pneumatic suspension system, there are two working fluid in the hydraulic cylinder that is gas and oil. The parameters of the suspension system such as shock absorber dimensions, pressure and volume of the fluid will affect the damping characteristics of an oleo-pneumatic shock absorber used in airplane.*

*In this research, modeling and analysis of the effect of parameter changes in the oleo-pneumatic suspension system towards the damping force and the spring force and also the dynamic response of Boeing 747-400 passengers during the landing and takeoff process. The initial gas pressure ( $p_0$ ) in the oleo-pneumatic suspension system was varied from 1.2 Mpa until 2 MPa at a constant initial volume of gas that is equal to 2.752 x*



$10^{-3} \text{ m}^3$ . The initial gas volume ( $V_0$ ) was varied from  $2.252 \times 10^{-3} \text{ m}^3$  until  $3.252 \times 10^{-3} \text{ m}^3$  at a constant initial gas pressure that is equal to 1.6 MPa. And the cross-sectional area of orifice ( $A_0$ ) was varied from  $6.412 \times 10^{-4} \text{ m}^2$  until  $6.812 \times 10^{-4} \text{ m}^2$  with initial gas pressure ( $p_0$ ) and volume ( $V_0$ ) constant that is equal to 1.6 MPa and  $2.752 \times 10^{-3} \text{ m}^3$ . There are three types of gases used in the simulation of oleo-pneumatic suspension system that is nitrogen, carbondioxide, and dry air. In this research used sinusoidal and bump modified input.

From oleo-pneumatic suspension system has been known that the smaller the cross-sectional area of the orifice ( $A_0$ ), then the damping force generated will be even greater. The greater the initial pressure of gas ( $p_0$ ) used in the oleo-pneumatic suspension system, the spring force generated will be even greater. And the greater the initial volume of gas ( $V_0$ ) is used, the spring force generated will be even greater. In the airplane system with the addition of oleo-pneumatic suspension system, for input bump modified (landing conditions), all of the responses were transient responses and reached steady state less than 25 seconds. As for the sinusoidal input (takeoff conditions) with the takeoff speed of the airplane is equal to 196 knots = 362.992 km/h, the dynamic response of displacement, velocity and acceleration of the passengers reached steady state conditions before 15 seconds. From the three types of gases used in the simulation, the results of the RMS value for vibration acceleration of passengers were no complaints (comfortable) when compared to the standard ISO 2631.

**Keywords :** *suspension system, oleo-pneumatic shock absorber, characteristics, dynamic response, parameter.*



## KATA PENGANTAR

Puji syukur dihaturkan kehadirat Allah Subhanallahu Wa Ta'ala, hanya karena tuntunan-Nya penulis dapat menyelesaikan Tugas Akhir ini. Tugas Akhir ini disusun untuk memenuhi persyaratan kelulusan pendidikan Sarjana S-1 di Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya.

Penyusunan Tugas Akhir ini dapat terlaksana dengan baik atas bantuan dan kerjasama dari berbagai pihak. Pada kesempatan ini penulis ingin mengucapkan terima kasih kepada:

1. Orangtua penulis, khususnya Bapak Moch.Yasin yang senantiasa mendoakan, mendorong, dan menyemangati penulis. Terimakasih karena telah menjadi bapak sekaligus ibu terbaik bagi penulis. Ibu Siti Nur Laela Dewi, dan Ibu Sulinem, yang selalu memberikan doa dan dorongan dalam segala kondisi.
2. Saudara kandung penulis, Mbak Yunda, Dek Tika, dan Dek Yuan, serta Mas Bagus dan Mas Hendra yang selalu mendoakan dan menjadi semangat penulis untuk segera menyelesaikan studinya.
3. Dr. Harus Laksana Guntur, ST.M.Eng yang selalu memberikan bimbingan dan arahan dalam penulisan Tugas Akhir ini.
4. Dr. Wiwiek Hendrowati, ST, MT., Moch. Solichin, ST,. MT., dan Aida Annisa A.D., ST., MT. selaku dosen penguji yang telah memberikan saran dan kritik kepada penulis tentang Tugas Akhir ini.
5. Segenap dosen dan karyawan Jurusan Teknik Mesin FTI ITS, atas ilmu yang telah diberikan kepada penulis selama ini.
6. Mas Bagus Setiawan (Atus) yang pernah menjadi semangat bagi penulis untuk lulus 3,5 tahun, yang telah banyak memberi bantuan, dukungan dan menyumbang sebagian kebahagiaan bagi penulis saat menjalankan masa studi di Teknik Mesin ITS selama ini.

7. Mas Andri Nusantara yang telah memberikan dukungan dan semangat bagi penulis untuk menyelesaikan Tugas Akhir ini.
8. Mas Prayogi Adista yang telah banyak memberikan bantuan, dukungan, dan ilmu baru dalam dunia modeling.
9. Teman-teman angkatan M55 yang senantiasa memberi motivasi, menemani, dan meninggalkan banyak cerita indah bagi penulis selama 3,5 tahun ini.
10. Sahabat terbaik penulis, Rissa, Puput, Nia, Istina yang senantiasa memberikan dukungan, semangat, dan bantuan bagi penulis dalam menyelesaikan Tugas Akhir ini. Terimakasih karena telah menjadi sahabat terbaik selama ini.
11. Teman-teman dekat penulis, Fian, Fadli, Rifqi (Pele) yang selalu menghibur penulis saat sedang penat. Terimakasih pula kepada Nico dan Ike yang telah menjadi teman baik untuk berbagi cerita selama ini.
12. Teman Riset H.L.G sekaligus teman seperjuangan untuk lulus 3,5 tahun yang selalu memberikan dukungan dan bantuan dalam penyelesaian Tugas Akhir ini.
13. Teman-teman Lab. Desain yang senantiasa menemani dan menghibur penulis saat sedang penat serta memberikan dukungan kepada penulis.
14. Gamal Fiqih Handono Warih, seseorang yang belum pernah penulis temui hingga laporan Tugas Akhir ini dibuat, namun ia telah berhasil membuat penulis berhenti mencari. Terimakasih karena senantiasa memberikan dukungan, semangat, dan doa dari ratusan kilometer jaraknya.

Dengan segala keterbatasan kemampuan serta pengetahuan penulis, tidak menutup kemungkinan Tugas Akhir ini jauh dari sempurna. Oleh karena itu, penulis bersedia menerima kritik dan saran dari berbagai pihak untuk penyempurnaan lebih lanjut. Semoga hasil penulisan Tugas Akhir ini dapat bermanfaat bagi semua pihak.

Surabaya, Januari 2016

Penulis

## DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL	
LEMBAR PENGESAHAN	
ABSTRAK .....	i
ABSTRACT .....	iii
KATA PENGANTAR .....	v
DAFTAR ISI .....	vii
DAFTAR GAMBAR .....	xi
DAFTAR TABEL .....	xvii
DAFTAR SIMBOL .....	xxi

### BAB I PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang .....	1
1.2 Rumusan Masalah .....	2
1.3 Tujuan .....	2
1.4 Batasan Masalah .....	3
1.5 Manfaat .....	3

### BAB II DASAR TEORI

2.1 Konstruksi <i>Landing Gear</i> .....	5
2.2 <i>Motion of Base</i> .....	7
2.3 Pengertian Derajat Kebebasan ( <i>Degree of Freedom</i> ) ....	8
2.4 <i>Shock Absorber</i> .....	9
2.5 Transmibilitas Perpindahan ( <i>Displacement Transmibility</i> ) .....	11
2.6 Persamaan pada Mekanisme Hidrolik .....	12
2.6.1 Persamaan Bernoulli .....	12
2.6.2 Konservasi Massa pada Mekanika Fluida .....	13
2.6.3 Persamaan Fluida Gas untuk Sistem Suspensi <i>Oleo-Pneumatic</i> .....	14
2.6.4 Persamaan Fluida Minyak untuk Sistem Suspensi <i>Oleo-Pneumatic</i> .....	14
2.7 <i>Active Control Landing Gear</i> .....	15



2.8 Pegas <i>Shock Absorber</i> pada Sistem <i>Landing Gear</i> Pesawat Terbang .....	18
2.9 Pengaruh Percepatan Kendaraan terhadap Kenyamanan Pengendara.....	19

### **BAB III METODOLOGI**

3.1 Metode Penelitian .....	23
3.2 Tahap Studi Literatur .....	25
3.3 Pemodelan dan Simulasi Sistem Suspensi <i>Oleo-Pneumatic</i> .....	26
3.3.1 Pemodelan Fisik Sistem Suspensi <i>Oleo-Pneumatic</i> .....	26
3.3.2 Pemodelan Matematis dan Pembuatan Persamaan dari Sistem Suspensi <i>Oleo-Pneumatic</i> .....	27
3.3.3 Pembuatan Blok Simulasi Sistem Suspensi <i>Oleo-Pneumatic</i> .....	28
3.3.4 Analisis Grafik Sistem Suspensi <i>Oleo-Pneumatic</i> .....	33
3.4 Pemodelan dan Simulasi Sistem Pesawat Terbang dengan Penambahan Sistem Suspensi <i>Oleo-Pneumatic</i> .....	33
3.4.1 Pemodelan Matematis dan Pembuatan Persamaan dari Sistem Pesawat Terbang dengan Penambahan Sistem Suspensi <i>Oleo-Pneumatic</i> .....	33
3.4.2 Pembuatan Blok Simulasi Sistem Pesawat Terbang dengan Penambahan Sistem Suspensi <i>Oleo-Pneumatic</i> .....	35
3.4.3 Analisa Grafik Sistem Pesawat Terbang dengan Penambahan Sistem Suspensi <i>Oleo-Pneumatic</i> .	37

### **BAB IV PEMODELAN SISTEM**

4.1 Pemodelan Dinamis Sistem Suspensi <i>Oleo-Pneumatic</i> .	39
4.1.1 Gaya Pegas ( $F_k$ ) .....	39
4.1.2 Gaya Redam ( $F_d$ ) .....	41
4.2 Pemodelan Dinamis Sistem Pesawat Terbang dengan Penambahan Sistem Suspensi <i>Oleo-Pneumatic</i> .....	42

4.3 Diagram Blok .....	44
4.3.1 Input yang Digunakan .....	44
4.3.2 Diagram Blok Sistem Suspensi <i>Oleo-Pneumatic</i> .....	46
4.3.3 Diagram Blok Sistem Pesawat terbang dengan Penambahan Sistem Suspensi <i>Oleo-Pneumatic</i> . .....	47

## **BAB V ANALISA HASIL DAN PEMBAHASAN**

5.1 Respon Dinamis Sistem Suspensi <i>Oleo-Pneumatic</i> pada Variasi Tekanan Awal Gas ( $p_0$ ), Volume Awal Gas ( $V_0$ ), dan Luas Penampang <i>Orifice</i> ( $A_0$ ) dengan Variasi Frekuensi .....	52
5.2 Respon Dinamis Sistem Pesawat terbang dengan Penambahan Sistem Suspensi <i>Oleo-Pneumatic</i> .....	78
5.2.1 Input <i>Bump</i> yang Dimodifikasi (Kondisi <i>Landing</i> ) .....	79
5.2.2 Input Sinusoidal (Kondisi <i>Takeoff</i> ) .....	85

## **BAB VI KESIMPULAN DAN SARAN**

6.1 Kesimpulan.....	89
6.2 Saran .....	90

DAFTAR PUSTAKA.....	91
BIODATA PENULIS .....	



***“Halaman ini sengaja dikosongkan”***



## DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1	Letak <i>landing gear</i> pada pesawat Boeing 747-400	6
Gambar 2.2	Konstruksi <i>landing gear</i> .....	7
Gambar 2.3	Contoh sederhana dari sistem <i>free vibration with damping</i> .....	8
Gambar 2.4	Contoh sederhana dari sistem <i>forced vibration with damping</i> .....	8
Gambar 2.5	<i>Shock Absorber</i> .....	9
Gambar 2.6	<i>Shock strut landing gear</i> dengan <i>metering pin</i> untuk mengontrol aliran fluida dari ruang bawah ke ruang atas selama kompresi.....	10
Gambar 2.7	Grafik variasi $T_d$ dan $\phi$ terhadap $r$ .....	11
Gambar 2.8	Penerapan hukum Bernoulli pada sebuah pipa.....	12
Gambar 2.9	Ilustrasi untuk aliran dalam suatu kontrol volume ...	13
Gambar 2.10	Grafik perpindahan dinamis pusat gravitasi pesawat terbang terhadap waktu untuk sistem <i>landing gear</i> aktif dengan nilai parameter kontrol $k_p = 0,6$ , $k_i = 0,4$ , $k_d = 0,7^{[7]}$ .....	16
Gambar 2.11	Grafik perpindahan pusat gravitasi pesawat terbang terhadap waktu ketika sistem pasif dan aktif <i>landing gear</i> digunakan <sup>[7]</sup> .....	16
Gambar 2.12	Grafik gaya pegas terhadap waktu untuk sistem <i>landing gear</i> pasif dan aktif .....	17
Gambar 2.13	Grafik gaya redam terhadap waktu untuk sistem <i>landing gear</i> pasif dan aktif .....	17
Gambar 2.14	Pegas <i>shock absorber</i> <sup>[15]</sup> .....	19
Gambar 2.15	Ketahanan badan manusia terhadap percepatan linier yang dapat diterima.....	20
Gambar 3.1	Diagram alir penyelesaian tugas akhir .....	24
Gambar 3.2	Model fisik rancangan sistem suspensi <i>oleo-pneumatic</i> .....	26
Gambar 3.3	Model matematis rancangan sistem suspensi <i>oleo-pneumatic</i> .....	27

Gambar 3.4	Diagram alir proses pembuatan persamaan gerak dari sistem suspensi <i>oleo-pneumatic</i> .....	28
Gambar 3.5	Diagram alir proses pembuatan blok diagram Simulink dari sistem suspensi <i>oleo-pneumatic</i> dengan variasi tekanan awal gas ( $p_0$ ) pada volume awal gas ( $V_0$ ) konstan yaitu sebesar $2,752 \times 10^{-3} \text{ m}^3$ untuk masing-masing jenis gas (nitrogen, karbondioksida, dan udara kering) .....	30
Gambar 3.6	Diagram alir proses pembuatan blok diagram Simulink dari sistem suspensi <i>oleo-pneumatic</i> dengan variasi volume awal gas ( $V_0$ ) pada tekanan awal gas ( $p_0$ ) konstan yaitu sebesar 1,6 MPa untuk masing-masing jenis gas (nitrogen, karbondioksida, dan udara kering).....	31
Gambar 3.7	Diagram alir proses pembuatan blok diagram Simulink dari sistem suspensi <i>oleo-pneumatic</i> dengan variasi luas penampang <i>orifice</i> ( $A_o$ ) pada tekanan awal gas ( $p_0$ ) dan volume awal gas ( $V_0$ ) konstan yaitu sebesar 1,6 MPa dan $2,752 \times 10^{-3} \text{ m}^3$ untuk masing-masing jenis gas (nitrogen, karbondioksida, dan udara kering) .....	32
Gambar 3.8	Model matematis sistem pesawat terbang .....	34
Gambar 3.9	Diagram alir proses pembuatan persamaan gerak dari sistem pesawat terbang dengan penambahan sistem suspensi <i>oleo-pneumatic</i> yang memiliki gaya redam dan gaya pegas terbesar .....	35
Gambar 3.8	Diagram alir proses pembuatan blok diagram Simulink dari sistem pesawat terbang dengan penambahan sistem suspensi <i>oleo-pneumatic</i> .....	37
Gambar 4.1	Model matematis rancangan sistem suspensi <i>oleo-pneumatic</i> .....	39
Gambar 4.2	FBD untuk sistem pesawat terbang dengan penambahan sistem suspensi <i>oleo-pneumatic</i> .....	42
Gambar 4.3	Profil jalan dengan input <i>bump</i> yang dimodifikasi (a) $\gamma = 1$ (b) $\gamma = 5$ (c) $\gamma = 20$ .....	45

Gambar 4.4	Profil jalan dengan input sinusoidal.....	46
Gambar 4.5	Diagram blok untuk gaya pegas pada sistem suspensi <i>oleo-pneumatic</i> .....	47
Gambar 4.6	Diagram blok untuk gaya redam pada sistem suspensi <i>oleo-pneumatic</i> .....	47
Gambar 4.7	Diagram blok untuk sistem pesawat terbang saat kondisi <i>landing</i> .....	48
Gambar 4.8	Diagram blok untuk sistem pesawat terbang saat kondisi <i>takeoff</i> .....	49
Gambar 4.9	Diagram blok untuk input <i>bump modified</i> .....	50
Gambar 5.1	Skema sistem suspensi <i>oleo-pneumatic</i> .....	52
Gambar 5.2	Grafik respon perpindahan dan kecepatan terhadap gaya redam pada massa jenis minyak ( $\rho = 912 \text{ kg/m}^3$ ), luas penampang piston ( $A=0,01376 \text{ m}^2$ ) dan luas penampang <i>orifice</i> ( $A_o = 0,0006412 - 0,0006812 \text{ m}^2$ ) dengan variasi frekuensi saat kondisi <i>landing</i> .....	54
Gambar 5.3	Grafik respon perpindahan dan kecepatan terhadap gaya redam pada massa jenis minyak ( $\rho = 912 \text{ kg/m}^3$ ), luas penampang piston ( $A=0,01376 \text{ m}^2$ ) dan luas penampang <i>orifice</i> ( $A_o = 0,0006412 - 0,0006812 \text{ m}^2$ ) dengan variasi frekuensi saat kondisi <i>takeoff</i> .....	57
Gambar 5.4	Grafik pengaruh variasi frekuensi terhadap gaya redam maksimum yang dihasilkan dari sistem suspensi <i>oleo-pneumatic</i> dengan massa jenis minyak ( $\rho = 912 \text{ kg/m}^3$ ), luas penampang piston ( $A = 0,01376 \text{ m}^2$ ) dengan variasi luas penampang <i>orifice</i> ( $A_o$ ) saat kondisi <i>landing</i> .....	59
Gambar 5.5	Grafik pengaruh variasi frekuensi terhadap gaya redam maksimum yang dihasilkan dari sistem suspensi <i>oleo-pneumatic</i> dengan massa jenis minyak ( $\rho = 912 \text{ kg/m}^3$ ), luas penampang piston ( $A = 0,01376 \text{ m}^2$ ) dengan variasi luas penampang <i>orifice</i> ( $A_o$ ) saat kondisi <i>takeoff</i> .....	60



- Gambar 5.6 Grafik respon perpindahan terhadap gaya pegas pada luas penampang piston ( $A = 0,01376 \text{ m}^2$ ), volume awal gas ( $V_0 = 0,002752 \text{ m}^3$ ), dan tekanan awal gas ( $p_0 = 1,2 - 2 \text{ MPa}$ ) untuk berbagai jenis gas dengan variasi frekuensi saat kondisi *landing* ..... 63
- Gambar 5.7 Grafik respon perpindahan terhadap gaya pegas pada luas penampang piston ( $A = 0,01376 \text{ m}^2$ ), volume awal gas ( $V_0 = 0,002752 \text{ m}^3$ ), dan tekanan awal gas ( $p_0 = 1,2 - 2 \text{ MPa}$ ) untuk berbagai jenis gas dengan variasi frekuensi saat kondisi *takeoff* ..... 65
- Gambar 5.8 Grafik respon gaya pegas terhadap perpindahan pada luas penampang piston ( $A = 0,01376 \text{ m}^2$ ), tekanan awal gas ( $p_0 = 1,6 \text{ MPa}$ ), dan volume awal gas ( $V_0 = 0,002252 - 0,003252 \text{ m}^3$ ) dengan variasi frekuensi saat kondisi *landing* ..... 69
- Gambar 5.9 Grafik respon gaya pegas terhadap perpindahan pada luas penampang piston ( $A = 0,01376 \text{ m}^2$ ), tekanan awal gas ( $p_0 = 1,6 \text{ MPa}$ ), dan volume awal gas ( $V_0 = 0,002252 - 0,003252 \text{ m}^3$ ) dengan variasi frekuensi saat kondisi *takeoff* ..... 71
- Gambar 5.10 Grafik perbandingan pengaruh variasi frekuensi terhadap gaya pegas maksimum yang dihasilkan dari sistem suspensi *oleo-pneumatic* antara variasi tekanan awal gas ( $p_0 = 2 \text{ MPa}$ ,  $V_0 = 0,002752 \text{ m}^3$ ) dengan variasi volume awal gas ( $p_0 = 1.6 \text{ MPa}$ ,  $V_0 = 0,002252 \text{ m}^3$ ) pada kondisi *landing* ..... 75
- Gambar 5.11 Grafik perbandingan pengaruh variasi frekuensi terhadap gaya pegas maksimum yang dihasilkan dari sistem suspensi *oleo-pneumatic* antara variasi tekanan awal gas ( $p_0 = 2 \text{ MPa}$ ,  $V_0 = 0,002752 \text{ m}^3$ ) dengan variasi volume awal gas

( $p_0 = 1.6 \text{ MPa}$ ,  $V_0 = 0,002252 \text{ m}^3$ ) pada kondisi *takeoff*.....77

Gambar 5.12 Grafik respon (a) perpindahan, (b) kecepatan, (c) percepatan pada penumpang pesawat terbang terhadap waktu dengan input *bump modified* ( $\gamma = 1$ ) .....79

Gambar 5.13 Grafik respon (a) perpindahan, (b) kecepatan, (c) percepatan pada penumpang pesawat terbang terhadap waktu dengan input *bump modified* ( $\gamma = 5$ ) .....81

Gambar 5.14 Grafik respon (a) perpindahan, (b) kecepatan, (c) percepatan pada penumpang pesawat terbang terhadap waktu dengan input *bump modified* ( $\gamma = 20$ ) .....83

Gambar 5.15 Grafik respon (a) perpindahan, (b) kecepatan, (c) percepatan pada penumpang pesawat terbang terhadap waktu dengan input sinusoidal .....85



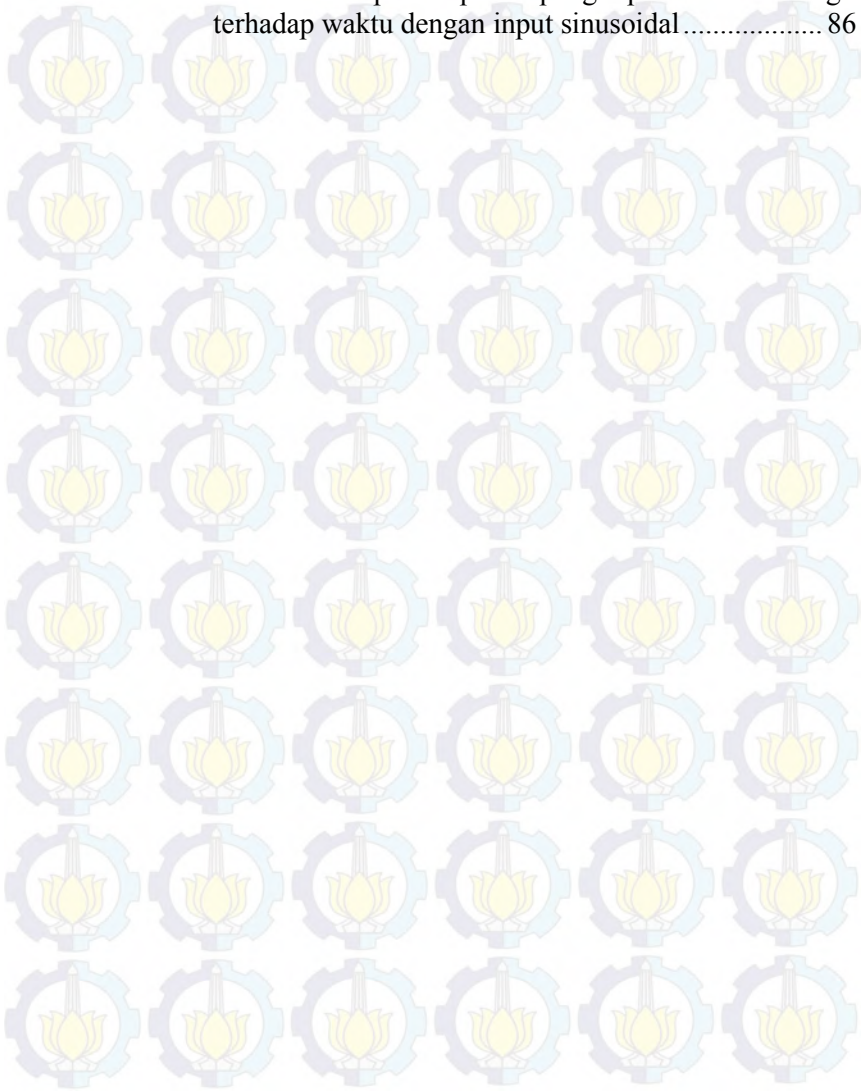


## DAFTAR TABEL

Tabel 2.1	Reaksi kenyamanan terhadap percepatan –ISO 2631 <sup>[14]</sup> .....	20
Tabel 3.1	Parameter sistem suspensi <i>oleo-pneumatic</i> .....	28
Tabel 3.2	Parameter untuk sistem pesawat terbang.....	36
Tabel 5.1	Parameter yang digunakan saat simulasi respon gaya redam pada sistem suspensi <i>oleo-pneumatic</i> , pada massa jenis minyak ( $\rho$ ), luas penampang piston ( $A$ ) dan luas penampang <i>orifice</i> ( $A_o$ ) dengan variasi frekuensi saat kondisi <i>landing</i> .....	53
Tabel 5.2	Parameter yang digunakan saat simulasi respon gaya redam pada sistem suspensi <i>oleo-pneumatic</i> , pada massa jenis minyak ( $\rho$ ), luas penampang piston ( $A$ ) dan luas penampang <i>orifice</i> ( $A_o$ ) dengan variasi frekuensi saat kondisi <i>takeoff</i> .....	56
Tabel 5.3	Nilai gaya redam maksimum untuk massa jenis minyak ( $\rho = 912 \text{ kg/m}^3$ ) dan luas penampang piston ( $A = 0,01376 \text{ m}^2$ ) pada masing-masing luas penampang <i>orifice</i> ( $A_o$ ) .....	59
Tabel 5.4	Parameter yang digunakan saat simulasi respon gaya pegas pada sistem suspensi <i>oleo-pneumatic</i> , pada luas penampang piston ( $A$ ), volume awal gas ( $V_o$ ), dan tekanan awal gas ( $p_o$ ) dengan variasi frekuensi saat kondisi <i>landing</i> .....	62
Tabel 5.5	Nilai gaya pegas maksimum untuk semua jenis gas dengan luas penampang piston ( $A = 0,01376 \text{ m}^2$ ) dan volume awal gas ( $V_o = 0,002752 \text{ m}^3$ ) pada masing-masing tekanan awal gas ( $p_o$ ) dengan variasi frekuensi saat kondisi <i>landing</i> .....	64
Tabel 5.6	Parameter yang digunakan saat simulasi respon gaya pegas pada sistem suspensi <i>oleo-pneumatic</i> , pada luas penampang piston ( $A$ ), volume awal gas ( $V_o$ ), dan tekanan awal gas ( $p_o$ ) dengan variasi frekuensi saat kondisi <i>takeoff</i> .....	64

Tabel 5.7	Nilai gaya pegas maksimum untuk semua jenis gas dengan luas penampang piston ( $A = 0,01376 \text{ m}^2$ ) dan volume awal gas ( $V_0 = 0,002752 \text{ m}^3$ ) pada masing-masing tekanan awal gas ( $p_0$ ) dengan variasi frekuensi saat kondisi <i>takeoff</i> .....	66
Tabel 5.8	Parameter yang digunakan saat simulasi respon gaya pegas pada sistem suspensi <i>oleo-pneumatic</i> , pada luas penampang piston ( $A$ ), tekanan awal gas ( $p_0$ ), dan volume awal gas ( $V_0$ ), dan dengan variasi frekuensi saat kondisi <i>landing</i> .....	68
Tabel 5.9	Nilai gaya pegas maksimum untuk semua jenis gas pada luas penampang piston ( $A = 0,01376 \text{ m}^2$ ) dan tekanan awal gas ( $p_0 = 1,6 \text{ MPa}$ ) pada masing-masing volume awal gas ( $V_0$ ) dengan variasi frekuensi saat kondisi <i>landing</i> .....	70
Tabel 5.10	Parameter yang digunakan saat simulasi respon gaya pegas pada sistem suspensi <i>oleo-pneumatic</i> , pada luas penampang piston ( $A$ ), tekanan awal gas ( $p_0$ ), dan volume awal gas ( $V_0$ ), dan dengan variasi frekuensi saat kondisi <i>takeoff</i> .....	70
Tabel 5.11	Nilai gaya pegas maksimum untuk semua jenis gas pada luas penampang piston ( $A = 0,01376 \text{ m}^2$ ) dan tekanan awal gas ( $p_0 = 1,6 \text{ MPa}$ ) pada masing-masing volume awal gas ( $V_0$ ) dengan variasi frekuensi saat kondisi <i>takeoff</i> .....	72
Tabel 5.12	Grafik respon (a) perpindahan, (b) kecepatan, (c) percepatan pada penumpang pesawat terbang terhadap waktu dengan input <i>bump modified</i> ( $\gamma = 1$ ).....	79
Tabel 5.13	Nilai perpindahan, kecepatan, dan percepatan maksimum pada penumpang pesawat terbang terhadap waktu dengan input <i>bump modified</i> ( $\gamma = 5$ ).....	81
Tabel 5.14	Nilai perpindahan, kecepatan, dan percepatan maksimum pada penumpang pesawat terbang terhadap waktu dengan input <i>bump modified</i> ( $\gamma = 20$ ).....	83

Tabel 5.15 Nilai perpindahan, kecepatan, dan percepatan maksimum pada penumpang pesawat terbang terhadap waktu dengan input sinusoidal..... 86



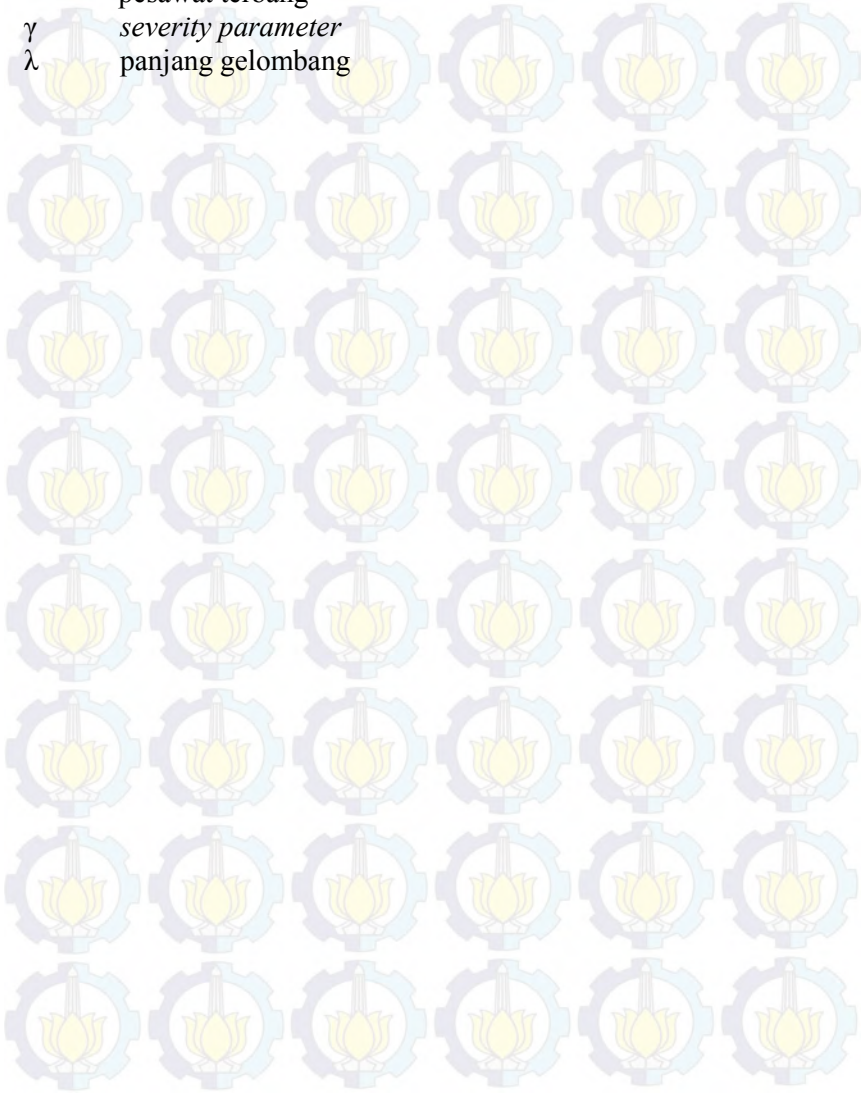




## DAFTAR SIMBOL

$m_p$	Massa penumpang pesawat terbang
$m_{ap}$	Massa maksimal pesawat terbang (kosong)
$m_t$	Massa ban ( <i>landing gear</i> ) pesawat terbang
$k_p$	Konstanta kekakuan dari alas duduk penumpang ( <i>cushion</i> )
$k_t$	Konstanta kekakuan dari ban ( <i>landing gear</i> ) pesawat terbang
$c_p$	Konstanta redaman dari alas duduk penumpang ( <i>cushion</i> )
$c_t$	Konstanta redaman dari ban ( <i>landing gear</i> ) pesawat terbang
$V_0$	Kecepatan pesawat saat <i>takeoff</i>
$\xi$	Koefisien <i>discharge orifice</i>
$A$	Luas penampang piston
$A_o$	Luas penampang <i>orifice</i>
$p_o$	Tekanan awal gas dalam silinder hidrolik
$p$	Tekanan gas saat ini dalam silinder hidrolik
$V_o$	Volume awal gas dalam silinder hidrolik
$V$	Volume gas saat ini dalam silinder hidrolik
$\rho$	Massa jenis minyak dalam silinder hidrolik
$x_p$	Respon dinamis perpindahan dari penumpang pesawat terbang
$\dot{x}_p$	Respon dinamis kecepatan dari penumpang pesawat terbang
$\ddot{x}_p$	Respon dinamis percepatan dari penumpang pesawat terbang
$x_{ap}$	Respon dinamis perpindahan dari bodi pesawat terbang
$\dot{x}_{ap}$	Respon dinamis kecepatan dari bodi pesawat terbang
$\ddot{x}_{ap}$	Respon dinamis percepatan dari bodi pesawat terbang
$x_t$	Respon dinamis perpindahan dari ban ( <i>landing gear</i> ) pesawat terbang
$\dot{x}_t$	Respon dinamis kecepatan dari ban ( <i>landing gear</i> ) pesawat terbang

$\ddot{x}_t$  Respon dinamis percepatan dari ban (*landing gear*)  
pesawat terbang  
 $\gamma$  *severity parameter*  
 $\lambda$  panjang gelombang





# BAB 1

## PENDAHULUAN

### 1.1 Latar Belakang

Alat transportasi merupakan kebutuhan yang penting bagi masyarakat dalam kehidupan sehari-hari, karena tidak dapat dipungkiri bahwa alat transportasi memudahkan manusia dalam berpergian dari satu tempat ke tempat yang lainnya dengan cepat dan aman. Salah satu alat transportasi yang sering digunakan bagi sebagian besar masyarakat yaitu pesawat terbang.

Saat proses *landing*, roda pesawat atau yang biasa disebut dengan *landing gear* akan mendapatkan energi impact akibat tumbukan dengan landasan pacu, sedangkan saat proses *takeoff*, *landing gear* akan mendapatkan energi eksitasi yang disebabkan saat pesawat terbang berjalan melalui permukaan landasan pacu yang tidak rata dengan kecepatan yang sangat tinggi. Kedua kondisi tersebut dapat menimbulkan vibrasi pada bodi pesawat terbang sehingga dapat dirasakan oleh penumpang yang berada di dalamnya<sup>[1]</sup>. Vibrasi tersebut akan menyebabkan ketidaknyamanan bagi bodi pesawat dan penumpang apabila tidak ada suatu sistem untuk meredamnya. Sehingga pada setiap kendaraan diperlukan sistem untuk meredam vibrasi yang timbul, salah satunya dengan menggunakan sistem suspensi.

Sistem suspensi yang biasa digunakan pada pesawat terbang yaitu *oleo-pneumatic shock absorber*<sup>[2]</sup>. Pada sistem suspensi *oleo-pneumatic* ini tidak hanya menggunakan minyak sebagai fluida kerja pada silinder hidrolik, namun juga menggunakan gas nitrogen<sup>[10]</sup>. Parameter-parameter pada sistem suspensi seperti dimensi shock absorber, tekanan dan volume fluida, akan mempengaruhi karakteristik redaman dari sebuah *oleo-pneumatic shock absorber* yang digunakan, serta mempengaruhi respon dinamis dari bodi pesawat saat sistem suspensi tersebut dipasang pada pesawat terbang.

Tingkat kenyamanan pengemudi bergantung pada besarnya amplitudo dan frekuensi dari getaran yang ditimbulkan. Dalam

SK Menteri Lingkungan Hidup No. 49 tahun 1996 ditetapkan tingkat baku getaran berdasarkan tingkat kenyamanan dan kesehatan dalam beberapa kategori. Peraturan mengenai tingkat baku getaran pada tingkat internasional tertuang dalam ISO 2631-1<sup>[9]</sup>. Peraturan tersebut menunjukkan bahwa karakteristik redaman dari shock absorber dan respon yang ditimbulkan terhadap bodi kendaraan merupakan hal yang perlu diperhatikan. Oleh karena itu, dilakukan analisis mengenai sistem suspensi *landing gear* pasif (*oleo-pneumatic shock absorber*) dari pesawat terbang.

## 1.2 Rumusan Masalah

Adapun rumusan masalah dari tugas akhir ini adalah sebagai berikut,

1. Bagaimana pengaruh perubahan parameter pada sistem suspensi *oleo-pneumatic* terhadap gaya redam dan gaya pegas ?
2. Bagaimana respon dinamis dari penumpang dengan penambahan sistem suspensi *oleo-pneumatic* pada sistem pesawat terbang saat proses *landing* dan *takeoff*?

## 1.3 Tujuan

Adapun tujuan dari tugas akhir ini adalah sebagai berikut,

1. Memodelkan dan menganalisa pengaruh perubahan parameter pada sistem suspensi *oleo-pneumatic* terhadap gaya redam dan gaya pegas.
2. Memodelkan dan menganalisa respon dinamis dari penumpang dengan penambahan sistem suspensi *oleo-pneumatic* pada sistem pesawat terbang saat proses *landing* dan *takeoff*.

## 1.4 Batasan Masalah

Adapun batasan masalah yang digunakan dalam tugas akhir ini adalah sebagai berikut,

1. Kecepatan pesawat dianggap konstan.

2. Fluida kerja minyak pada silinder hidrolik diasumsikan *incompressible flow*.
3. Fluida kerja gas pada silinder hidrolik diasumsikan mengalami proses *adiabatic* yaitu tidak ada kalor yang masuk (diserap) dan keluar (dilepaskan) oleh sistem.
4. Profil jalan dimodelkan sebagai input *bump* yang dimodifikasi untuk menganalisa *transient response*.
5. Profil jalan dimodelkan sebagai input sinusoidal untuk menganalisa *steady-state response*.
6. Parameter yang digunakan dalam simulasi didapat dari jurnal.
7. Tipe pesawat yang dimodelkan adalah BOEING 747-400.
8. Kondisi *takeoff* yang dimaksud adalah sesaat sebelum pesawat membentuk sudut *takeoff* (*main landing gear* dan *nose landing gear* masih menyentuh tanah).

### 1.5 Manfaat

Adapun manfaat dari tugas akhir ini adalah sebagai berikut,

1. Memberikan informasi mengenai pengaruh perubahan parameter pada sistem suspensi *oleo-pneumatic* terhadap gaya redam dan gaya pegas.
2. Memberikan informasi mengenai respon dinamis dari penumpang dengan penambahan sistem suspensi *oleo-pneumatic* pada sistem pesawat terbang saat proses *landing* dan *takeoff*.



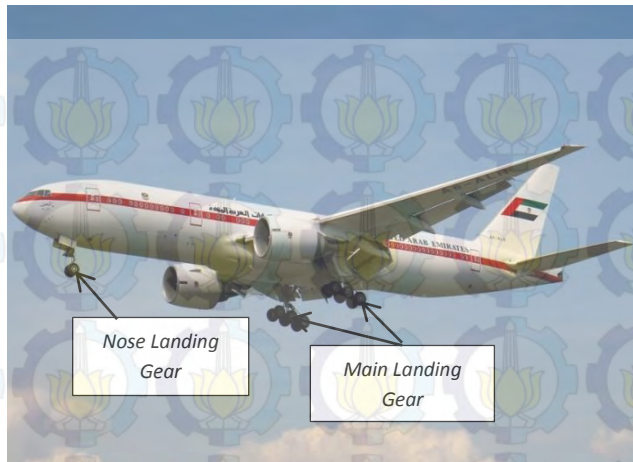


## BAB II DASAR TEORI

### 2.1. Konstruksi *Landing Gear*

*Landing gear* merupakan salah satu komponen penting dalam struktur pesawat terbang. *Landing gear* didesain untuk menyerap energi kinetik dari tumbukan atau *impact* saat *landing* (*landing impact*) dan energi eksitasi yang disebabkan saat pesawat terbang berjalan melalui permukaan landasan pacu yang tidak rata, tujuannya adalah untuk mengurangi vibrasi pada bodi pesawat akibat tumbukan dan energi eksitasi tersebut sehingga penumpang akan tetap merasa nyaman. *Landing gear* juga memfasilitasi pengereman pesawat menggunakan sistem pengereman roda dan memberikan kontrol arah pesawat saat di darat menggunakan sistem kemudi. *Landing gear* biasanya dapat ditarik masuk ke sayap (*retractable gear*) untuk meminimalisir hambatan (*drag*) pada pesawat saat terbang<sup>[3]</sup>.

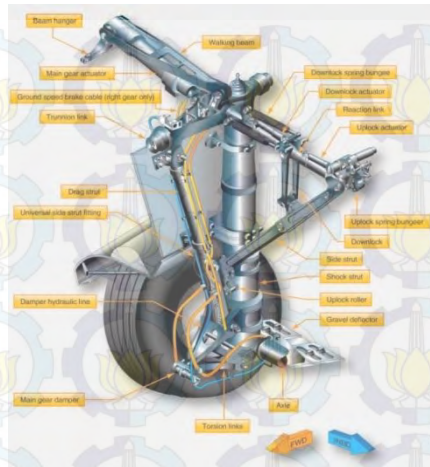
Pada umumnya *landing gear* pada suatu pesawat digolongkan menjadi dua bagian yaitu : *Landing gear* bagian depan (*Nose Landing Gear*) dan *Landing gear* bagian belakang (*Main Landing Gear*). *Nose Landing Gear* berjumlah satu buah dan *Main Landing Gear* bermacam-macam jumlahnya tergantung dari jenis pesawat<sup>[3]</sup>. Untuk pesawat penumpang yang merupakan objek pada penelitian ini, *Nose Landing Gear* berjumlah satu buah, dan *Main Landing Gear* berjumlah dua buah (pada sayap kiri berjumlah satu buah, dan pada sayap kanan berjumlah satu buah). Gambar 2.1. akan menjelaskan letak konfigurasi *Landing Gear* pada pesawat terbang Boeing 747-400.



Gambar 2.1 Letak *landing gear* pada pesawat Boeing 747-400

*Landing gear* berfungsi untuk menopang keseluruhan bobot pesawat ketika berada di darat, mulai dari kondisi pendaratan pesawat (*landing condition*), mobilisasi di daratan (*ground operation*), hingga kondisi lepas landas (*take-off condition*). Selain itu *landing gear* juga berfungsi untuk menjaga agar pesawat tetap stabil di darat serta memungkinkan pesawat untuk bergerak bebas selama *taxing*. *Main landing gear* menerima beban *impact* yang sangat hebat ketika pesawat pertama kali menyentuh daratan (*touch-down*), terlebih lagi untuk bagian *shock strut*. *Shock strut* berupa pipa penopang vertikal dan merupakan komponen yang paling utama dari *main landing gear*. Bagian ini terdiri dari *outer cylinder*, *inner cylinder*, *orifice support tube*, dan *metering pin*<sup>[3]</sup>.





Gambar 2.2 Konstruksi *landing gear*

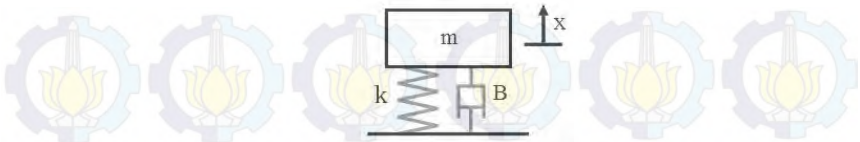
## 2.2 Motion of Base

Getaran didefinisikan sebagai gerakan bolak balik dari suatu benda dari titik awalnya melalui titik setimbangnya<sup>[12]</sup>. Ilustrasi yang paling sederhana adalah sebuah pendulum yang berayun. Secara umum, sistem getaran termasuk sarana untuk menyimpan energi potensial (pegas), sarana untuk menyimpan energi kinetik (massa atau inersia), dan sarana untuk menghilangkan energi secara bertahap (peredam)<sup>[12]</sup>. Jika sistem teredam, beberapa energi akan terdisipasi ke dalam siklus getaran dan harus digantikan dengan sumber eksternal jika keadaan getaran stabil yang diinginkan. Sistem getaran yang sederhana meliputi massa, pegas, dan peredam.

Getaran dapat diklasifikasikan menjadi:

- **Free vibration**, terjadi ketika sistem mekanik berangkat dengan input awal dan kemudian dibiarkan bergetar secara bebas<sup>[16]</sup>.

➤ *Free vibration with damping*



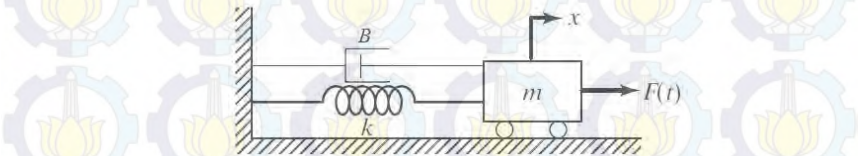
Gambar 2. 3 Contoh sederhana dari sistem *free vibration with damping*

Berikut turunan persamaan dari gambar 2.3:

$$m\ddot{x} + B\dot{x} + kx = 0 \quad (2.1)$$

- **Forced vibration**, terjadi jika sistem mekanik terkena gaya luar<sup>[12]</sup>.

➤ *Forced vibration with damping*



Gambar 2.4 Contoh sederhana dari sistem *forced vibration with damping*

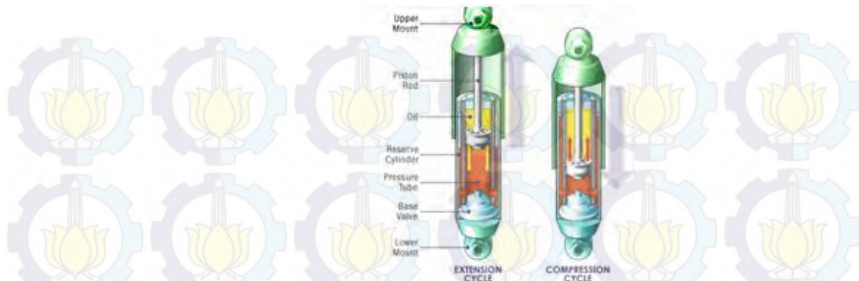
Berikut turunan persamaan dari gambar 2.4:

$$m\ddot{x} + B\dot{x} + kx = F(t) \quad (2.2)$$

### 2.3 Pengertian Derajat Kebebasan (*Degree of Freedom*)

Derajat kebebasan dapat didefinisikan sebagai jumlah minimum dari koordinat independen yang diperlukan untuk menentukan posisi dari bagian-bagian sistem pada waktu tertentu<sup>[12]</sup>.

## 2.4 Shock Absorber



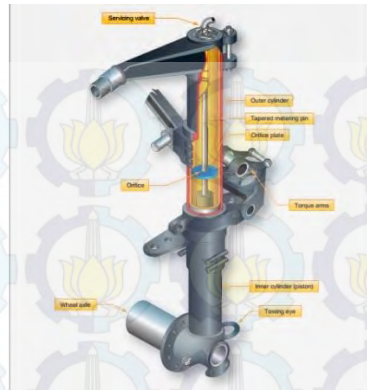
Gambar 2.5 Shock absorber

Jika suspensi hanya dilengkapi dengan sebuah pegas saja, maka setiap kendaraan yang menghantam *bump* akan mengalami pantulan yang naik turun selama beberapa kali pada frekuensi natural pegasnya. Ketika tertekan oleh sebuah *bump*, sebuah sistem suspensi membutuhkan komponen untuk mendisipasi energi yang tersimpan pada pegas. *Shock absorber* atau peredam kejut adalah alat yang digunakan untuk mendisipasi energi tersebut<sup>[8]</sup>.

Konstruksi umum dari peredam kejut adalah seperti terlihat pada Gambar 2.5. Peredam kejut ini terdiri dari bagian silinder yang berfungsi penutup dan tempat pemasangan piston. Pada bagian dalam terdapat katup-katup yang berguna untuk mengalirkan fluida dari tabung atas ke tabung bawah<sup>[18]</sup>.

Untuk kendaraan, konstruksi peredam dibuat sedemikian sehingga saat langkah tekan, gaya peredaman dibuat minimal sedangkan saat langkah tarik, gaya peredaman dibuat maksimal. Alasannya, pada langkah tekan, massa *sprung* menghantam bumi, sesuai hukum Newton, maka gaya reaksi yang diterima badan kendaraan akan sepadan dengan aksi. Oleh sebab itu, diupayakan gaya peredaman minimal saat kendaraan bergerak ke bawah supaya gaya yang diterima penumpang juga minimal. Sebaliknya, saat langkah tarik, kendaraan hanya menghantam udara. Oleh karena itu, tak akan ada reaksi berlebihan yang diterima penumpang<sup>[8]</sup>.





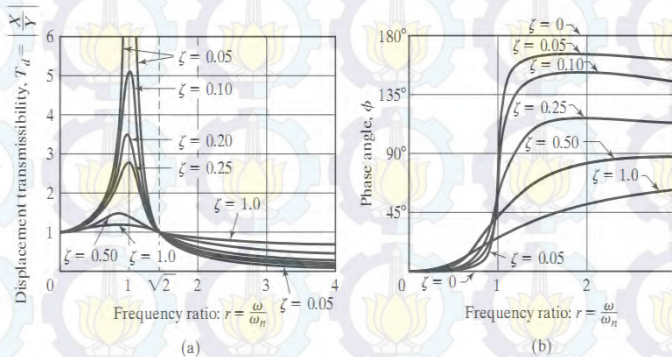
Gambar 2.6 *Shock strut landing gear* dengan *metering pin* untuk mengontrol aliran fluida dari ruang bawah ke ruang atas selama kompresi

*Oleo-pneumatic shock strut* adalah jenis sistem suspensi yang paling sering digunakan pada *landing gear* pesawat. *Shock strut* akan mendisipasi energi kinetik yang dihasilkan oleh tumbukan (*impact*) ketika pesawat mendarat dengan kecepatan tinggi dan menghasilkan perjalanan yang nyaman bagi penumpang ketika pesawat berjalan dengan kecepatan rendah<sup>[2,5]</sup>. Teknologi kontrol *shock absorber* dibedakan menjadi 3, yaitu pasif, semi-aktif dan aktif. Perbedaan utama antara *active control* dan *passive control* dari sistem *landing gear* adalah pada sistem pasif, fluida hidrolis mengalir dalam *shock absorber* dipengaruhi oleh profil permukaan jalan yang menghasilkan vibrasi pada bodi pesawat terbang, sehingga gaya redamannya berubah mengikuti gerakan *shock strut* dan gaya *impact*<sup>[2,5]</sup>. Sedangkan *active control shock absorber* dari sistem *landing gear* dilakukan dengan mendesain kontroler yang sesuai. Melalui pengukuran dari gerakan *shock strut*, kontroler akan mengatur bukaan katup servo yang akan mengalirkan fluida hidrolis, sehingga karakteristik redaman akan berubah dan mengurangi vibrasi. Saat ini *active control* dari sistem *landing gear* masih dalam proses investigasi karena

berbagai masalah termasuk keselamatan, desain dan produksi yang rumit, sehingga kebanyakan pesawat terbang menggunakan *passive control*<sup>[7]</sup>.

## 2.5 Transmisibilitas Perpindahan (*Displacement Transmissibility*)

Rasio dari amplitudo respon  $x_p(t)$  terhadap *base motion*  $y(t)$ , yaitu  $\frac{x}{y}$ , disebut dengan *displacement transmissibility*<sup>[12]</sup>. Grafik transmisibilitas perpindahan dapat dilihat pada gambar 2.7 di bawah ini.



Gambar 2.7 Grafik variasi  $T_d$  dan  $\phi$  terhadap  $r$

Berikut ini merupakan karakteristik yang didapat dari gambar 2.12a, yaitu:

1.  $T_d = 1$  saat  $r = 0$  dan mendekati 1 untuk nilai  $r$  yang sangat kecil
2. Untuk sistem yang tak teredam ( $\zeta = 0$ ),  $T_d$  menuju tak hingga saat  $r = 1$  (resonansi)
3. Nilai  $T_d < 1$  ketika  $r = \sqrt{2}$ , untuk semua nilai  $\zeta$
4. Nilai  $T_d = 1$  ketika  $r = \sqrt{2}$ , untuk semua nilai  $\zeta$
5. Untuk  $r < \sqrt{2}$ , semakin kecil nilai  $\zeta$  maka akan semakin besar  $T_d$ -nya. Sebaliknya, untuk  $r > \sqrt{2}$ , semakin kecil nilai  $\zeta$  maka akan semakin kecil  $T_d$ -nya.

6. Nilai dari  $T_d$  mencapai maksimum untuk  $0 < \zeta < 1$  pada saat  $r = r_m < 1$ . Perumusan  $r_m$  dapat ditulis sebagai berikut:

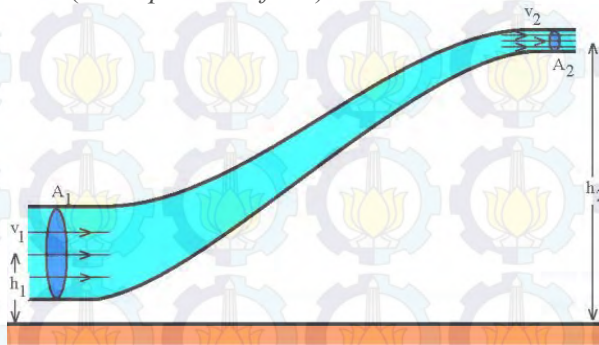
$$r_m = \frac{1}{2\zeta} \left[ \sqrt{1 + 8\zeta^2} - 1 \right]^{\frac{1}{2}} \quad (2.3)$$

## 2.6 Persamaan pada Mekanisme Hidrolik

### 2.6.1 Persamaan Bernoulli

Persamaan Bernoulli menyatakan bahwa jumlah energi pada suatu titik di dalam suatu aliran tertutup sama besarnya dengan jumlah energi di titik lain pada jalur aliran yang sama. Prinsip ini diambil dari nama ilmuwan Belanda/Swiss yang bernama Daniel Bernoulli<sup>[4]</sup>.

Dalam bentuknya yang sudah disederhanakan, secara umum terdapat dua bentuk persamaan Bernoulli; yang pertama berlaku untuk aliran tak-termampatkan (*incompressible flow*), dan yang lain adalah untuk fluida termampatkan (*compressible flow*). Berikut ini persamaan Bernoulli untuk aliran yang tak termampatkan (*incompressible flow*) :



Gambar 2. 8 Penerapan hukum Bernoulli pada sebuah pipa

Persamaan Bernoulli <sup>[4]</sup> :

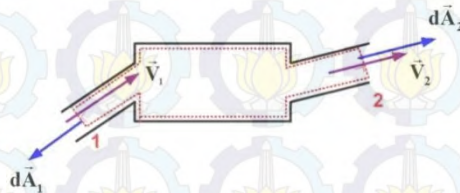
$$\frac{p_1}{\rho} + \frac{v_1^2}{2} + gh_1 = \frac{p_2}{\rho} + \frac{v_2^2}{2} + gh_2 \quad (2.4)$$



Keterangan:

- $p_1$  : Tekanan fluida pada kondisi 1 ( $\text{N/m}^2$ )  
 $p_2$  : Tekanan fluida pada kondisi 2 ( $\text{N/m}^2$ )  
 $v_1$  : Kecepatan aliran fluida pada kondisi 1 ( $\text{m/s}$ )  
 $v_2$  : Kecepatan aliran fluida pada kondisi 2 ( $\text{m/s}$ )  
 $h_1$  : Tinggi pipa kondisi 1 (m)  
 $h_2$  : Tinggi pipa kondisi 2 (m)  
 $g$  : gravitasi bumi ( $9.8 \text{ m/s}^2$ )

## 2.6.2 Konservasi Massa pada Mekanika Fluida



Gambar 2. 9 Ilustrasi untuk aliran dalam suatu kontrol volume

$$\left. \frac{dM}{dt} \right)_{system} = 0$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{CV} \rho dV + \int_{CS} \rho \vec{V} \cdot d\vec{A} = 0 \quad (2.5)$$

karena diasumsikan aliran incompressible,  $\rho = \text{konstan}$ , sehingga:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{CV} \rho dV + \rho \int_{CS} \vec{V} \cdot d\vec{A} = 0$$

$$\rho \int_{CS} \vec{V} \cdot d\vec{A} = 0$$

$$\int_{CS} \vec{V} \cdot d\vec{A} = 0 \quad (2.6)$$

- dimana
- |           |  |
|-----------|--|
| $\rho$    | : massa jenis fluida ( $\text{kg/m}^3$ ) |
| $V$       | : volume fluida ( $\text{m}^3$ )         |
| $\vec{V}$ | : kecepatan ( $\text{m/s}$ )             |
| $A$       | : luas area ( $\text{m}^2$ )             |

### 2.6.3 Persamaan Fluida Gas untuk Sistem Suspensi *Oleo-Pneumatic*

Gaya pegas  $Fk_1$  merupakan gaya yang dihasilkan oleh tekanan gas nitrogen pada ruang atas<sup>[7]</sup>.  $P$  dan  $V$  dari gas diasumsikan memenuhi persamaan untuk proses *adiabatic* sebagai berikut :

$$\frac{p_0}{p} = \left(\frac{V}{V_0}\right)^n \quad (2.7)$$

$$V = V_0 - Ax_s \quad (2.8)$$

Sehingga persamaan gaya pegas dapat dituliskan sebagai berikut :

$$Fk_1 = pA \quad (2.9)$$

Dimana  $p_0$ ,  $V_0$ ,  $p$  dan  $V$  adalah tekanan dan volume gas awal, tekanan dan volume gas saat ini.  $A = \pi D_p^2 / 4$  menyatakan luas permukaan piston,  $x_s$  adalah *shock absorber stroke*/besar perpindahan batang piston, dan  $n$  adalah indeks adiabatik gas yaitu sebesar 1,1 untuk nitrogen, 1.3 untuk karbondioksida, dan 1.4 untuk udara kering<sup>[7]</sup>.

### 2.6.4 Persamaan Fluida Minyak untuk Sistem Suspensi *Oleo-Pneumatic*

Gaya redam dipengaruhi oleh energi disipasi dari minyak yang mengalir melalui *orifice* <sup>[7,11]</sup>. Minyak tersebut diasumsikan *incompressible fluid* dan  $p_l$  merepresentasikan perbedaan tekanan antara ruang bawah dan atas. Dari hukum konservasi massa dan persamaan Bernoulli, maka didapat persamaan sebagai berikut :

$$A(\dot{x}_s) = \xi A_0 V_l \quad (2.10)$$

$$p_l = \frac{1}{2} \rho (V_l^2 - (\dot{x}_s)^2) \quad (2.11)$$

Parameter  $\xi$  merupakan koefisien *discharge orifice* yang didapatkan dari eksperimen,  $A_0 = \pi D_{op}^2 / 4$  merupakan luas penampang *orifice*,  $V_l$  merupakan kecepatan minyak yang mengalir melalui *orifice*,  $\dot{x}_s$  merupakan kecepatan piston relatif

terhadap daerah di luar silinder dari *oleo-pneumatic shock absorber* dan  $\rho$  adalah densitas dari minyak. Sehingga gaya redamannya dapat dituliskan sebagai berikut :

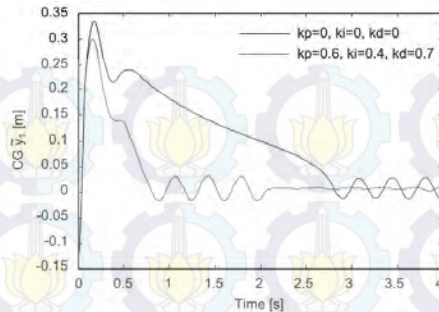
$$Fd = p_l A \quad (2.12)$$

## 2.7 Active Control Landing Gear

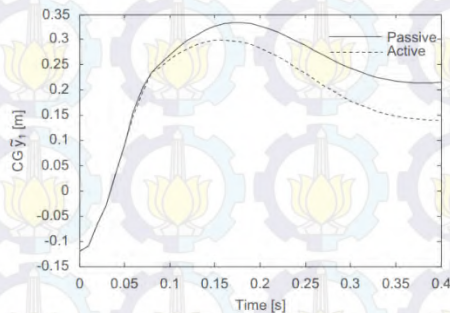
Penelitian mengenai *landing gear* pesawat terbang pernah dilakukan oleh Haitao Wang bersama rekan-rekannya pada tahun 2008 dan dimuat dengan judul *An Investigation of an Active Landing Gear Sistem to Reduce Aircraft Vibration Caused by Landing Impact and Runway Excitations*<sup>[7]</sup>. Melalui model matematis dan analisis stabilitas yang diusulkan, penelitian ini menjelaskan dan membahas karakteristik sistem *landing gear* aktif. Penelitian ini membandingkan antara sistem *landing gear* pasif dan aktif terhadap besarnya penurunan pada perpindahan pusat gravitasi dari pesawat dan beban yang ditransmisikan ke badan pesawat oleh *landing gear* saat pesawat mendarat dan taxi. Penelitian ini menunjukkan bahwa dengan menggunakan sistem *landing gear* aktif, pengurangan besar perpindahan (defleksi) terhadap waktu untuk kembali pada posisi seimbang statis tercapai lebih cepat bila dibandingkan dengan sistem pasif, sehingga meningkatkan kinerja *landing gear*, umur kelelahan (*fatigue life*) dari badan pesawat, kenyamanan kru dan penumpang, dan kemampuan pilot untuk mengontrol pesawat selama beroperasi di darat, serta mengurangi pengaruh kondisi permukaan landasan pacu yang tidak rata. Studi ini memberikan pendekatan teoritis dan numerik untuk memulai desain sebuah *landing gear* aktif.

Perpindahan vertikal dari pusat gravitasi pesawat merupakan parameter sistem *landing gear* pada penelitian ini. Hal ini melibatkan sensitivitas sistem yang dirancang untuk mengurangi pengaruh ketidakrataan permukaan landasan pacu. Diharapkan pesawat dengan cepat kembali ke keadaan setimbang ketika dipengaruhi oleh landasan eksitasi. Tujuan ini diwujudkan dengan menggunakan kontroler aktif.





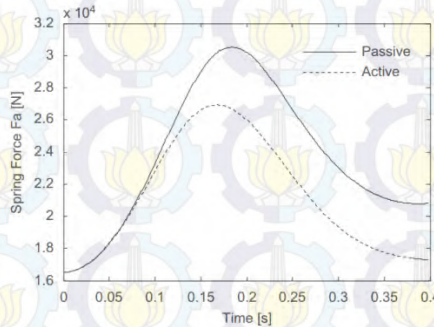
Gambar 2.10. Grafik perpindahan dinamis pusat gravitasi pesawat terbang terhadap waktu untuk sistem *landing gear* aktif dengan nilai parameter kontrol  $k_p = 0.6$ ,  $k_i = 0.4$ ,  $k_d = 0.7$ <sup>[7]</sup>



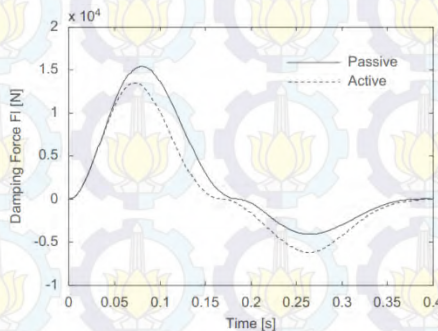
Gambar 2.11 Grafik perpindahan pusat gravitasi pesawat terbang terhadap waktu ketika sistem pasif dan aktif *landing gear* digunakan<sup>[7]</sup>

Seperti ditunjukkan pada gambar 2.10, sistem pasif membuat pesawat terbang membutuhkan waktu sekitar 2,8 s untuk kembali ke posisi keseimbangan statis. Waktu tersebut berkurang menjadi sekitar 0,8 s ketika menggunakan sistem *landing gear* aktif, dan menunjukkan kenaikan yang signifikan daripada kinerja sistem pasif. Gambar.2.11 menunjukkan bahwa dalam 0,4 s pertama sistem *landing gear* aktif menghasilkan penurunan respon perpindahan pesawat sebesar 13% jika dibandingkan dengan

sistem *landing gear* pasif, membuat pesawat berkendara dengan halus dan oleh karena itu kenyamanan bodi pesawat / penumpang meningkat.



Gambar 2.12. Grafik gaya pegas terhadap waktu untuk sistem *landing gear* pasif dan aktif



Gambar 2.13 . Grafik gaya redam terhadap waktu untuk sistem *landing gear* pasif dan aktif<sup>[7]</sup>

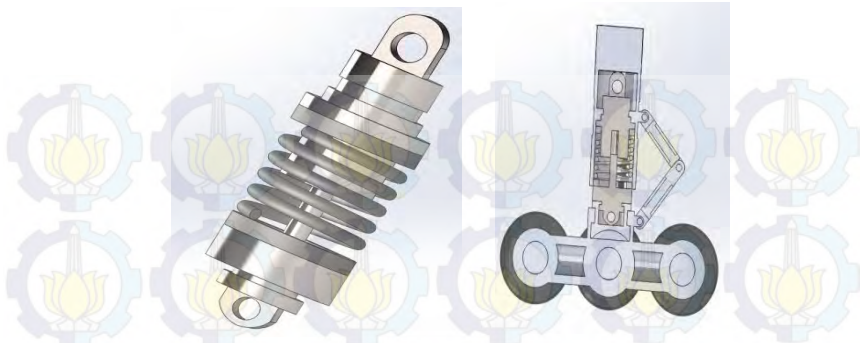
Amplitudo dari gaya impact yang ditransmisikan ke badan pesawat mempengaruhi kekuatan struktural dan *fatigue life* dari pesawat. Gambar 2.12 dan 2.13 menunjukkan bahwa gaya pegas dan peredam dikurangi dengan menggunakan sistem aktif, pada gambar tersebut terlihat adanya penurunan sebesar 12% dari gaya yang ditransmisikan dalam *landing gear* pasif jika kontrol aktif digunakan.

## 2.8 Pegas *Shock Absorber* pada Sistem *Landing Gear* Pesawat Terbang

Penelitian yang lain dilakukan oleh Junghoon Suh dengan judul *Redesign and Stress Analysis of Simplified Landing gear* pada tahun 2014<sup>[15]</sup>. Junghoon Suh melakukan penelitian tersebut dengan tujuan mendesain ulang *tricycle main landing gear* berdasarkan referensi data pesawat Boeing 777 pada kondisi landing. Desain *landing gear* untuk pesawat Boeing 777 harus mampu menahan beban landing maksimal yaitu sebesar 1.016.196,52 N dan memastikan bahwa desain ini mampu bertahan selama 10.000 siklus hidup sehingga didapat desain *landing gear* yang aman dan tahan lama. Untuk mencapai tujuan ini, analisa dari sistem *landing gear*, desain teoritis dan visualisasi serta analisa 3D dari tegangan telah dilakukan. Bagian utama dari *landing gear* yaitu *shock strut* dan *shock absorber* jenis *oil-pneumatic*, tetapi pada penelitian ini digantikan oleh pegas *shock absorber* untuk menganalisa kelayakannya sebagai solusi alternatif.

Perbandingan antara dua jenis peredam kejut dibuat dengan menggunakan persamaan getaran untuk melihat perbedaan secara teoritis ketika menggunakan *shock strut* yang berbeda. Namun, penggunaan pegas *shock absorber* menghasilkan peningkatan dimensi dan berat *shock absorber*. Ketinggian meningkat dari 4,27 m ke 12 m dan berat meningkat dari 4,536 kg ke 39,000 kg, dan peningkatan massa tersebut disebabkan oleh pegas. Desain pegas *shock absorber* dilakukan berdasarkan tiga bahan yang berbeda yaitu : paduan baja (*chromium vanadium*), *stainless steels* tipe 302 dan paduan tembaga (*phosphor bronze*) dan bahan *landing gear* yaitu titanium tipe 5553. Bahan-bahan ini semua dipilih untuk digunakan pada *shock absorber* karena diketahui bahwa tingkat kelelahannya (*fatigue rate*) paling lambat dengan konsentrasi tegangan terendah.





Gambar 2.14. Pegas *shock absorber*<sup>[15]</sup>

Dimensi pegas yang didesain pada penelitian ini yaitu : massa pegas sebesar 33.260 kg, diameter kawat standard 333,623 mm, diameter rata-rata gulungan (*coil*) sebesar 3029,613 mm, jumlah gulungan adalah 5, panjangnya sebesar 3340 mm dan pitch 553,400 mm. Pegas *shock absorber* kemudian dirancang berdasarkan dimensi pegas. Silinder luar dirancang untuk melindungi *shock absorber* dari bahaya eksternal dan bahaya lingkungan. Selain itu, *torsions link* yang terhubung ke *shell* bagian dalam berfungsi untuk mencegah rotasi dari *landing gear* saat terjadi tumbukan saat landing (*landing impact*).

Dari penelitian ini didapatkan hasil yaitu meskipun berat *landing gear* yang terbuat dari Titanium 5553 meningkat, namun desain ini menghasilkan tegangan maksimum sebesar 733 MPa dari kekuatan luluh (*yield strength*) sebesar 745 MPa, karena tegangan maksimum lebih rendah dari nilai *yield strength* maka desain ini aman digunakan, dan memiliki siklus hidup lebih dari 10.000 kali.

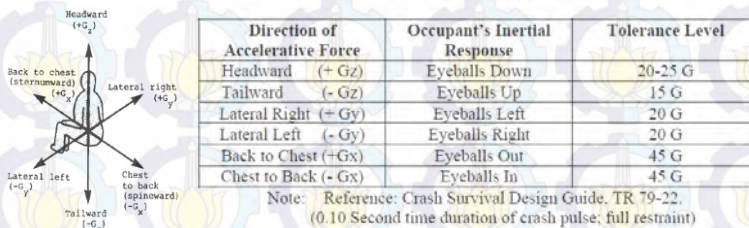
## 2.9 Pengaruh Percepatan Kendaraan terhadap Kenyamanan Pengendara

Gerakan utama yang dialami pengemudi selama mengemudi adalah berupa percepatan atau perlambatan dan getaran. Unit dasar yang digunakan sebagai ukuran dari percepatan yang dialami manusia adalah berbasis pada gaya gravitasi yang

diringkas G. Seseorang yang jatuh bebas dimana percepatan jatuhnya adalah  $9,81 \text{ m/s}^2$  dikatakan mengalami percepatan sebesar 1 G. Toleransi manusia terhadap percepatan ditunjukkan pada gambar 2.17. Gambar tersebut menunjukkan level percepatan rata-rata untuk bermacam arah gerakan yang mampu ditahan oleh tubuh manusia

Informasi ketahanan badan manusia terhadap percepatan merupakan hal yang sangat penting sebagai referensi dalam perancangan ketahanan bodi kendaraan terhadap *impact*. Jika pada saat kendaraan mengalami *impact* dimana pengemudi atau penumpang mendapat percepatan atau perlambatan melebihi yang mampu didukung oleh badan, maka akan dapat membahayakan pengemudi dan penumpang kendaraan tersebut.

Human Tolerance Limits



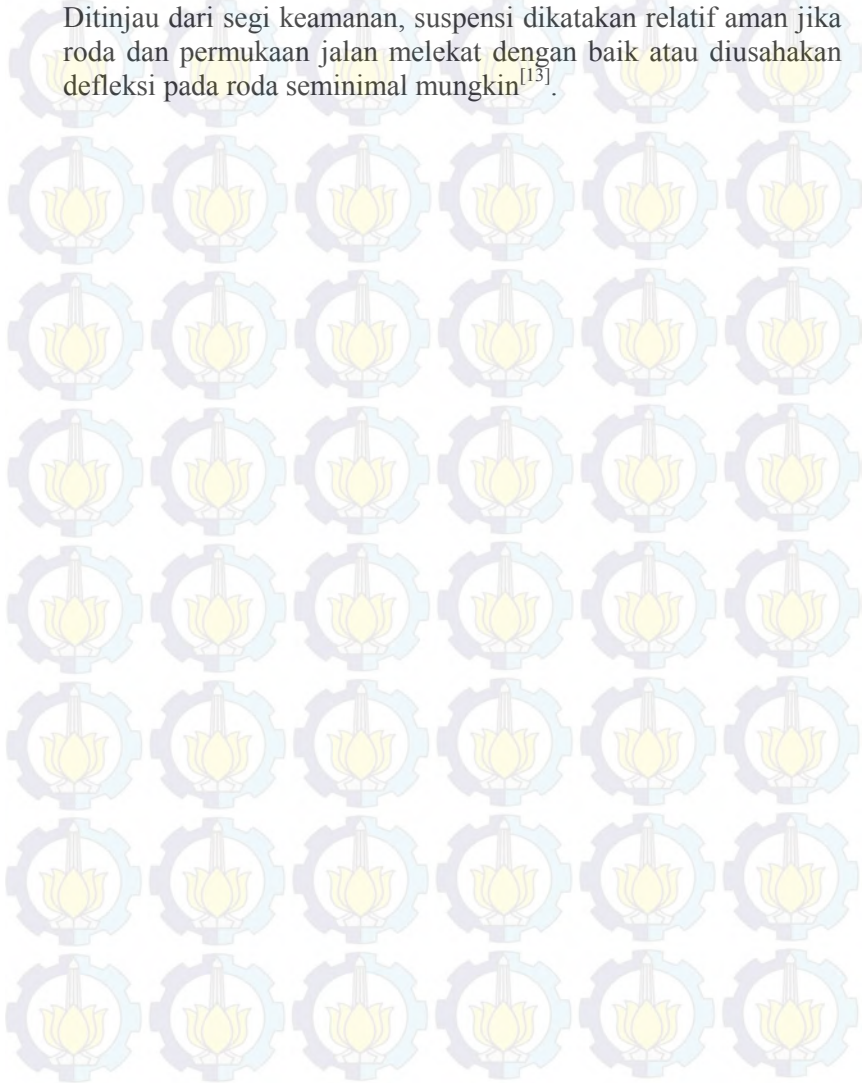
Gambar 2.15 Ketahanan badan manusia terhadap percepatan linier yang dapat diterima

Untuk kriteria kenyamanan berdasarkan besar percepatan menurut standart ISO 2631, ditampilkan pada tabel berikut:

Tabel 2.1 Reaksi kenyamanan terhadap percepatan – ISO 2631<sup>[14]</sup>

No.	Getaran	Keterangan
1.	$a < 0.315 \text{ m/s}^2$	Tidak ada keluhan
2.	$0.315 \text{ m/s}^2 < a < 0.63 \text{ m/s}^2$	Sedikit tidak nyaman
3.	$0.5 \text{ m/s}^2 < a < 0.1 \text{ m/s}^2$	Agak tidak nyaman
4.	$0.8 \text{ m/s}^2 < a < 1.6 \text{ m/s}^2$	Tidak nyaman
5.	$1.25 \text{ m/s}^2 < a < 2.5 \text{ m/s}^2$	Sangat tidak nyaman
6.	$a > 2 \text{ m/s}^2$	Amat sangat tidak nyaman

Selain berdasarkan kenyamanan, acuan baik tidaknya suspensi kendaraan juga dilihat berdasarkan kenyamanan. Ditinjau dari segi keamanan, suspensi dikatakan relatif aman jika roda dan permukaan jalan melekat dengan baik atau diusahakan defleksi pada roda seminimal mungkin<sup>[13]</sup>.



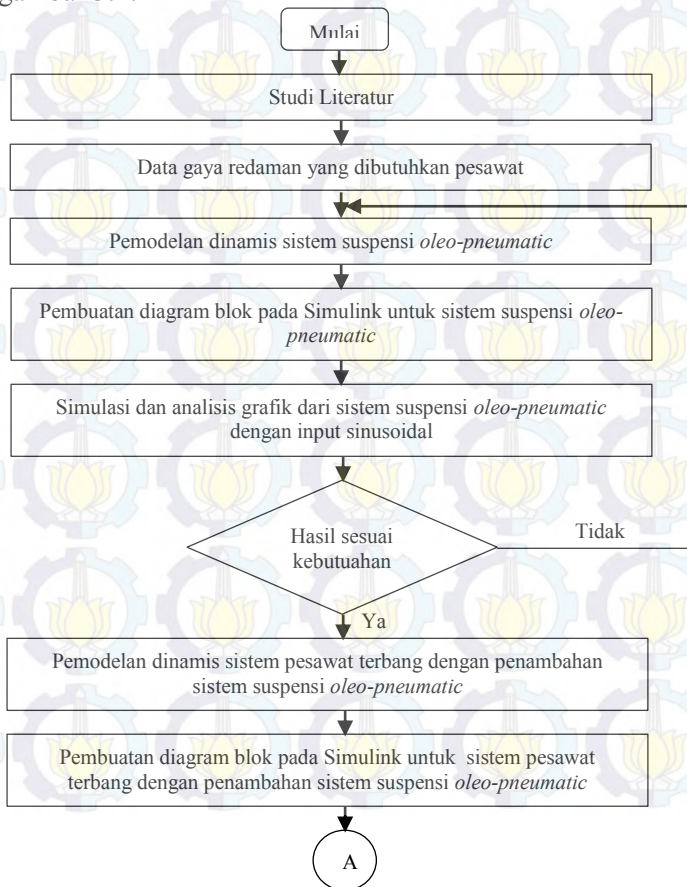


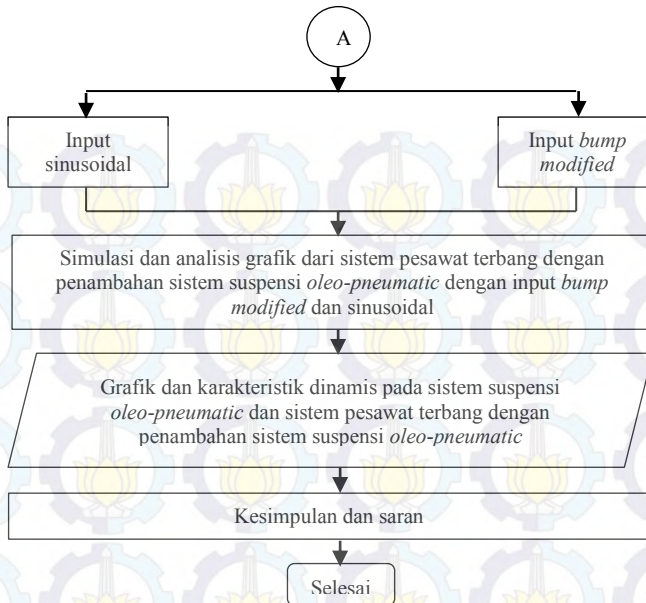


## BAB III METODOLOGI

### 3.1 Metode Penelitian

Penulisan tugas akhir ini dilakukan untuk mengetahui respon dinamis berupa perpindahan dan kecepatan dari sistem suspensi *oleo-pneumatic* pada *landing gear* dan respon dinamis penumpang pesawat BOEING 747-400. Dalam proses analisis dilakukan beberapa langkah yang ditunjukkan oleh diagram alir pada gambar 3.1.





Gambar 3. 1 Diagram alir penyelesaian tugas akhir

Metode pelaksanaan tugas akhir ini secara umum ditunjukkan pada Gambar 3.1, dimulai dari studi literatur dan studi lapangan mengenai sistem suspensi *oleo-pneumatic* pada *landing gear* pesawat terbang. Langkah selanjutnya yaitu pemodelan matematis untuk sistem suspensi *oleo-pneumatic*. Kemudian membuat persamaan gerak dari sistem tersebut. Langkah selanjutnya adalah membuat blok diagram pada MATLAB Simulink dengan input sinusoidal. Dari Simulink tersebut, didapatkan grafik karakteristik gaya redam dengan variasi dimensi *shock absorber* (luas penampang orifice), serta grafik karakteristik gaya pegas dengan variasi tekanan dan volume awal gas dari sistem suspensi *oleo-pneumatic*. Fluida kerja gas pada sistem suspensi *oleo-pneumatic* disimulasikan dengan menggunakan tiga jenis gas yang berbeda yaitu nitrogen, karbondioksida, dan udara kering. Selanjutnya, sistem suspensi *oleo-pneumatic* ini dipasang pada sistem pesawat terbang dan dengan langkah yang sama, yaitu dengan membuat model



matematis, selanjutnya membuat persamaan gerak dari sistem pesawat terbang tersebut. Kemudian membuat blok diagram dengan input *bump modified* dan sinusoidal. Dari simulasi tersebut didapatkan grafik karakteristik dinamis dari penumpang pesawat dengan penambahan sistem suspensi *oleo-pneumatic* pada sistem pesawat terbang. Setelah itu dilakukan analisis dari grafik tersebut dan membuat kesimpulan berdasarkan hasil yang didapat yang berhubungan dengan kenyamanan penumpang dan memberikan saran untuk penelitian selanjutnya.

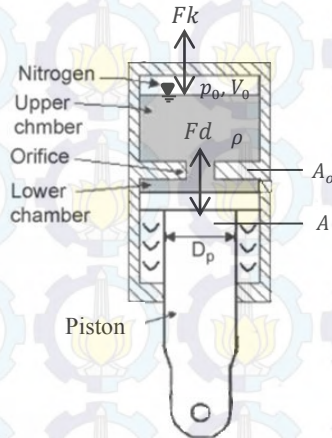
### 3.2 Tahap Studi Literatur

Dalam penulisan tugas akhir ini diperlukan referensi-referensi yang dapat menunjang dalam menganalisis sistem suspensi *oleo-pneumatic* pada *landing gear* pesawat terbang. Oleh karena itu, dilakukan studi literatur untuk menambah wawasan, pengetahuan, dan landasan mengenai permasalahan yang akan dibahas. Adapun materi dari studi literatur yang mendukung dalam penulisan tugas akhir ini yaitu mekanika getaran dasar, pemodelan sistem dinamis, sistem mekanis getaran translasi, sistem hidrolik, proses *adiabatic*, serta pembuatan blok diagram pada program MATLAB Simulink. Sedangkan studi lapangan yang dilakukan meliputi penentuan nilai parameter dari sistem suspensi *oleo-pneumatic* yang digunakan dalam pemodelan dan simulasi sistem. Nilai parameter tersebut adalah berupa data teknis dari sistem suspensi *oleo-pneumatic* yang meliputi dimensi *shock absorber*, massa maksimum pesawat saat *landing* dan *takeoff*, jumlah penumpang maksimum, dan kecepatan *takeoff* dari pesawat BOEING 747-400.

Referensi untuk studi literatur didapat dari buku, jurnal-jurnal ilmiah, maupun penelitian-penelitian terdahulu yang berkaitan. Sedangkan studi lapangan didapat dari data hasil penelitian oleh kelompok yang membuat perancangan alat terkait.

### 3.3 Pemodelan dan Simulasi Sistem Suspensi *Oleo-Pneumatic*

#### 3.3.1 Pemodelan Fisik Sistem Suspensi *Oleo-Pneumatic*



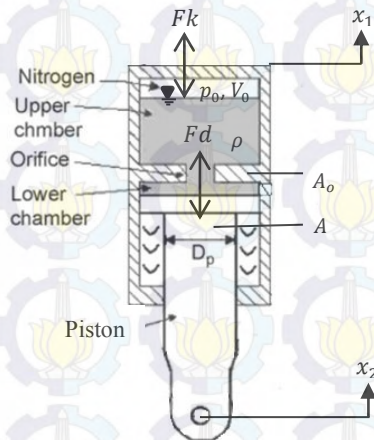
Gambar 3.2 Model fisik rancangan sistem suspensi *oleo-pneumatic*

Gambar 3.2 mengilustrasikan model sistem *landing gear* pasif dengan sistem suspensi *oleo-pneumatic*. Peredam (*absorber*) adalah komponen utama dari sistem pasif. Sistem ini terdiri dari ruang bawah dan atas dengan luasan tertentu. Kedua ruang tersebut dihubungkan oleh sebuah lubang kecil (*orifice*) berdiameter  $D_p$ . Volume atas pada ruang atas diisi dengan nitrogen bertekanan dan volume sisa pada ruang atas dan bawah dipenuhi minyak. Desain absorber ini menghasilkan gaya pegas dan gaya redam sekaligus. Selama pesawat mengalami proses *landing* dan *takeoff*, *shock-strut* mengalami kompresi dan ekspansi. Gerakan ini mendorong minyak mengalir melalui orifice, yang menghilangkan sejumlah energi akibat *impact* atau eksitasi. Saat proses kompresi, minyak mengalir dari ruang bawah ke ruang atas, menekan nitrogen yang menyimpan energi *impact* atau eksitasi. Ketika energi yang tersimpan ini dilepaskan pada proses ekspansi, *shock-strut* memanjang dan minyak mengalir dari ruang atas ke ruang bawah, sehingga menghilangkan energi *impact* atau eksitasi tersebut. Siklus kompresi dan ekspansi ini

terus terjadi hingga seluruh energi *impact* atau eksitasi saat pesawat mengalami proses *landing* maupun *takeoff* menghilang.

### 3.3.2 Pemodelan Matematis dan Pembuatan Persamaan dari Sistem Suspensi *Oleo-Pneumatic*

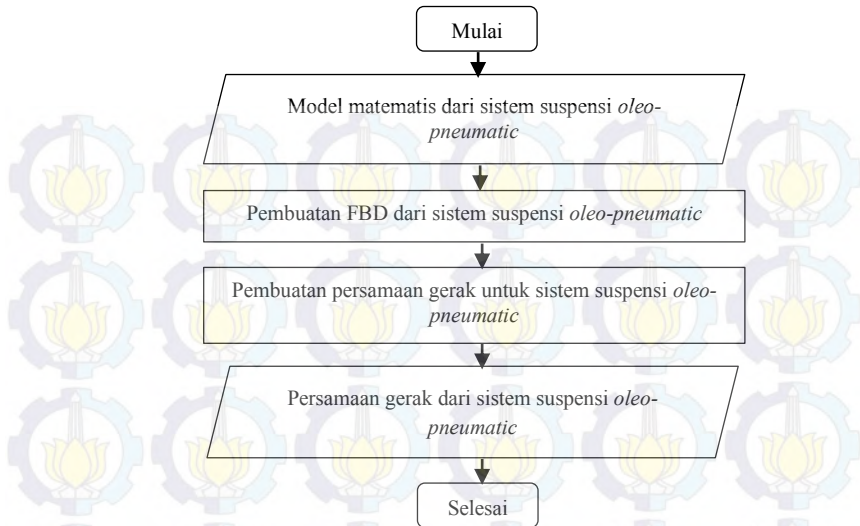
Pemodelan matematis untuk sistem suspensi *oleo-pneumatic* ini meliputi silinder hidrolik, piston, orifice dan dua fluida kerja di dalamnya yaitu minyak dan gas (nitrogen, karbondioksida, atau udara kering).



Gambar 3.3 Model matematis rancangan sistem suspensi *oleo-pneumatic*

Setelah didapatkan model matematis, maka selanjutnya membuat persamaan gerak dari sistem tersebut. Secara garis besar proses pembuatan persamaan gerak dapat ditransformasikan menjadi diagram alir pada gambar 3.4.





Gambar 3.4 Diagram alir proses pembuatan persamaan gerak dari sistem suspensi *oleo-pneumatic*

### 3.3.3 Pembuatan Blok Simulasi Sistem Suspensi *Oleo-Pneumatic*

Setelah mendapatkan persamaan gerak dari sistem, langkah selanjutnya yaitu membuat blok simulasi. Berikut merupakan parameter yang digunakan untuk simulasi sistem suspensi *oleo-pneumatic* :

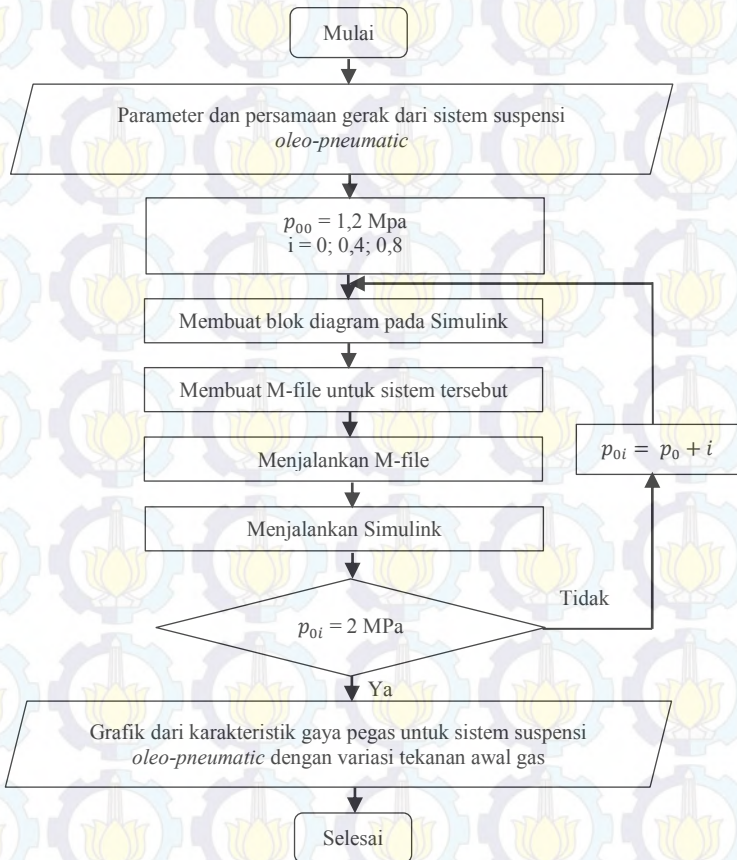
Tabel 3.1 Parameter sistem suspensi *oleo-pneumatic*

Parameter	Nilai
koefisien discharge orifice ( $\xi$ )	0,3
luas penampang piston (A)	$1,376 \times 10^{-2} \text{ m}^2$
massa jenis minyak ( $\rho$ )	$912 \text{ kg/m}^3$

Proses pembuatan blok diagram pada Simulink dijelaskan berupa diagram alir pada gambar 3.5, 3.6 dan 3.7. Input yang digunakan yaitu input sinusoidal dengan amplitudo 2 cm, dan variasi frekuensi perpindahan batang piston yaitu sebesar 0,5-2 Hz. Variasi tekanan awal gas ( $p_0$ ) sebesar 1,2 – 2 MPa pada

volume awal gas ( $V_0$ ) konstan yaitu sebesar  $2,752 \times 10^{-3} \text{ m}^3$  untuk masing-masing jenis gas (nitrogen, karbondioksida, dan udara kering). Dan variasi volume awal gas ( $V_0$ ) sebesar  $2,252 \times 10^{-3} - 3,252 \times 10^{-3} \text{ m}^3$  pada tekanan awal gas ( $p_0$ ) konstan yaitu sebesar 1,6 MPa untuk masing-masing jenis gas. Serta variasi luas penampang *orifice* sebesar  $6.412 \times 10^{-4} \text{ m}^2 - 6.812 \times 10^{-4} \text{ m}^2$  dengan tekanan awal gas ( $p_0$ ) dan volume awal gas ( $V_0$ ) konstan yaitu sebesar 1,6 MPa dan  $2,752 \times 10^{-3} \text{ m}^3$  untuk masing-masing jenis gas.

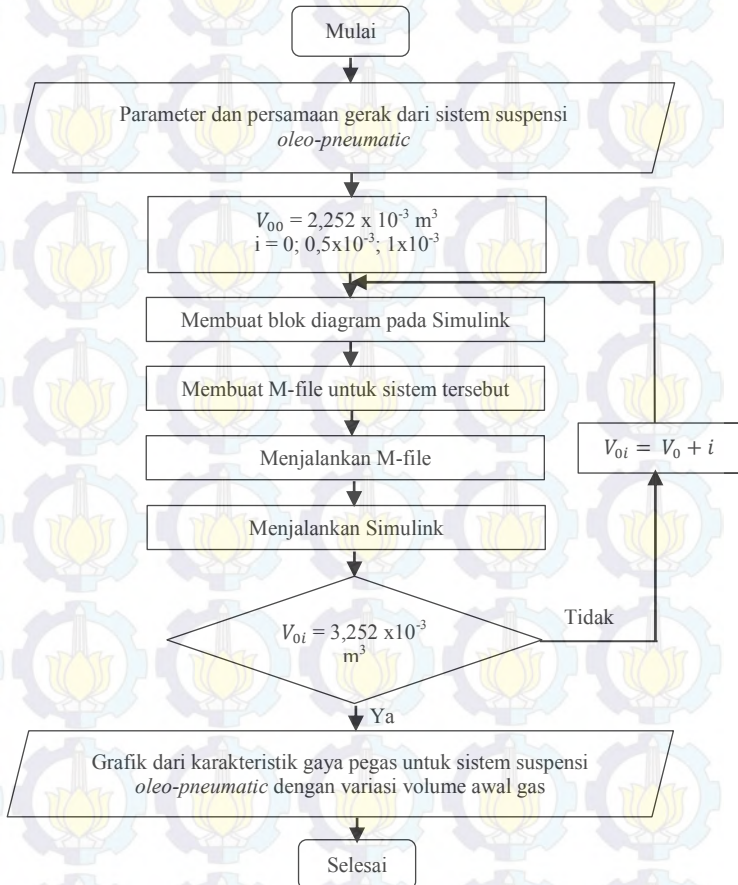
- i. Variasi tekanan awal gas ( $p_0$ ) dengan volume awal gas ( $V_0$ ) konstan yaitu sebesar  $2,752 \times 10^{-3} \text{ m}^3$  untuk masing-masing jenis gas (nitrogen, karbondioksida, dan udara kering)



Gambar 3.5 Diagram alir proses pembuatan blok diagram Simulink dari sistem suspensi *oleo-pneumatic* dengan variasi tekanan awal gas ( $p_0$ ) pada volume awal gas ( $V_0$ ) konstan yaitu sebesar  $2,752 \times 10^{-3} \text{ m}^3$  untuk masing-masing jenis gas (nitrogen, karbondioksida, dan udara kering)

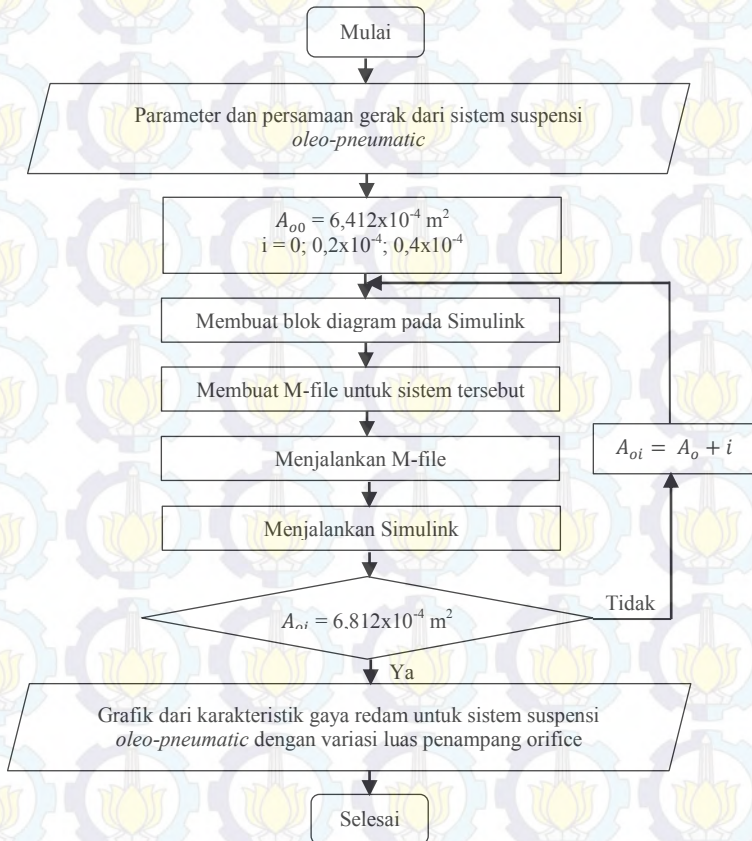


- ii. Variasi volume awal gas ( $V_0$ ) dengan tekanan awal gas ( $p_0$ ) konstan yaitu sebesar 1,6 MPa untuk masing-masing jenis gas (nitrogen, karbondioksida, dan udara kering)



Gambar 3.6 Diagram alir proses pembuatan blok diagram Simulink dari sistem suspensi *oleo-pneumatic* dengan variasi volume awal gas ( $V_0$ ) pada tekanan awal gas ( $p_0$ ) konstan yaitu sebesar 1,6 MPa untuk masing-masing jenis gas (nitrogen, karbondioksida, dan udara kering)

- iii. Variasi luas penampang *orifice* ( $A_o$ ) dengan tekanan awal gas ( $p_o$ ) dan volume awal gas ( $V_o$ ) konstan yaitu sebesar 1,6 MPa dan  $2,752 \times 10^{-3} \text{ m}^3$  untuk masing-masing jenis gas (nitrogen, karbondioksida, dan udara kering)



Gambar 3.7 Diagram alir proses pembuatan blok diagram Simulink dari sistem suspensi *oleo-pneumatic* dengan variasi luas penampang *orifice* ( $A_o$ ) pada tekanan awal gas ( $p_o$ ) dan volume awal gas ( $V_o$ ) konstan yaitu sebesar 1,6 MPa dan  $2,752 \times 10^{-3} \text{ m}^3$  untuk masing-masing jenis gas (nitrogen, karbondioksida, dan udara kering)

### 3.3.4 Analisis Grafik Sistem Suspensi *Oleo-Pneumatic*

Dari simulasi yang telah dilakukan untuk sistem suspensi *oleo-pneumatic*, akan didapatkan grafik karakteristik gaya redam, yaitu berupa grafik gaya redam terhadap perpindahan maupun kecepatan dengan variasi luas penampang *orifice* ( $A_o$ ) sebesar  $6,412 \times 10^{-4} \text{ m}^2$  -  $6,812 \times 10^{-4} \text{ m}^2$  pada tekanan awal gas ( $p_0$ ) dan volume awal gas ( $V_0$ ) konstan yaitu sebesar 1,6 Mpa dan  $2,752 \times 10^{-3} \text{ m}^3$  untuk masing-masing jenis gas (nitrogen, karbondioksida, dan udara kering). Selain itu juga akan didapatkan grafik karakteristik gaya pegas terhadap perpindahan dengan variasi tekanan awal gas ( $p_0$ ) sebesar 1,2 - 2 Mpa pada volume awal gas ( $V_0$ ) konstan yaitu sebesar  $2,752 \times 10^{-3} \text{ m}^3$  untuk masing-masing jenis gas, variasi volume awal gas ( $V_0$ ) sebesar  $2,252 \times 10^{-3}$  -  $3,252 \times 10^{-3} \text{ m}^3$  pada tekanan awal gas konstan yaitu sebesar 1,6 Mpa untuk masing-masing jenis gas.

Setelah itu grafik-grafik tersebut dianalisis dan diambil kesimpulan. Kemudian dipilih salah satu hasil dari variasi luas penampang *orifice* tersebut yang memiliki gaya redam terbesar, serta variasi tekanan dan volume awal gas untuk masing-masing jenis gas yang memiliki gaya pegas terbesar untuk selanjutnya digunakan sebagai parameter sistem suspensi *oleo-pneumatic* pada sistem pesawat terbang.

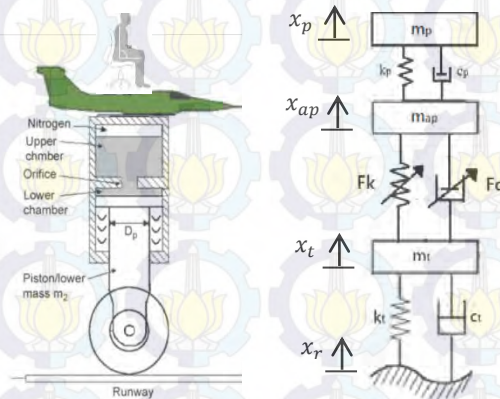
## 3.4 Pemodelan dan Simulasi Sistem Pesawat Terbang dengan Penambahan Sistem Suspensi *Oleo-Pneumatic*

### 3.4.1 Pemodelan Matematis dan Pembuatan Persamaan dari Sistem Pesawat Terbang dengan Penambahan Sistem Suspensi *Oleo-Pneumatic*

Pemodelan yang digunakan dalam tugas akhir ini adalah model pesawat terbang dengan tiga derajat kebebasan (3 DOF). Pada gambar 3.8 di bawah ini menunjukkan model pesawat terbang yang meliputi  $m_p$  yaitu massa penumpang,  $m_{ap}$  yaitu massa pesawat terbang (massa yang ditumpu oleh pegas),  $m_t$  adalah massa ban (massa yang tidak ditumpu pegas),  $k_p$  merupakan konstanta pegas dari alas duduk penumpang,

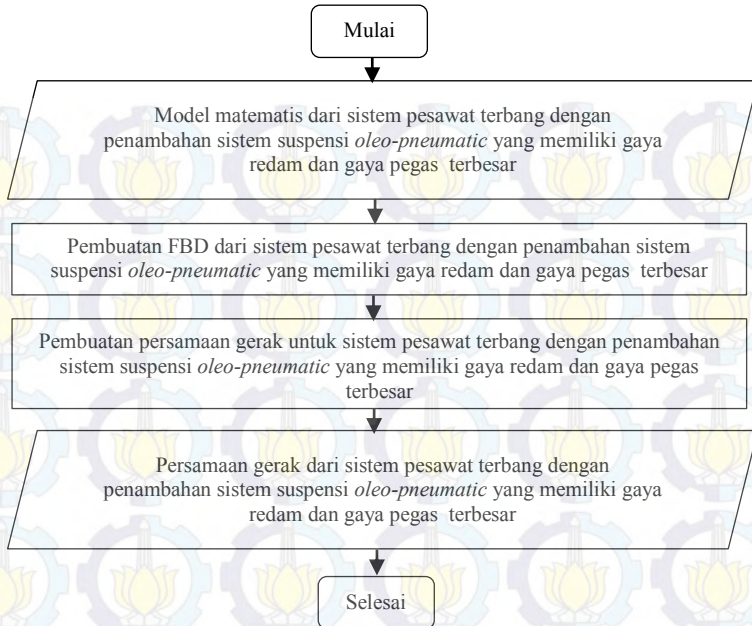


$F_k$  merupakan gaya pegas yang dihasilkan oleh adanya fluida gas pada sistem suspensi *oleo-pneumatic*, sedangkan  $k_t$  mewakili konstanta kekakuan dari ban, dan  $c_p$  merupakan konstanta redaman dari alas duduk penumpang,  $F_d$  merupakan gaya redam yang dihasilkan oleh adanya fluida minyak dari sistem suspensi *oleo-pneumatic*, dan  $c_t$  mewakili konstanta redaman dari ban.



Gambar 3.8 Model matematis sistem pesawat terbang

Setelah didapatkan model matematis, maka selanjutnya membuat persamaan gerak dari sistem tersebut. Sistem suspensi *oleo-pneumatic* yang dipasang pada pesawat terbang ini merupakan sistem suspensi yang memiliki gaya redam dan gaya pegas terbesar dari ketiga variasi diatas. Secara garis besar proses pembuatan persamaan gerak dapat ditransformasikan menjadi diagram alir pada gambar 3.9.



Gambar 3. 9 Diagram alir proses pembuatan persamaan gerak dari sistem pesawat terbang dengan penambahan sistem suspensi *oleo-pneumatic* yang memiliki gaya redam dan gaya pegas terbesar

### 3.4.2 Pembuatan Blok Simulasi Sistem Pesawat Terbang dengan Penambahan Sistem Suspensi *Oleo-Pneumatic*

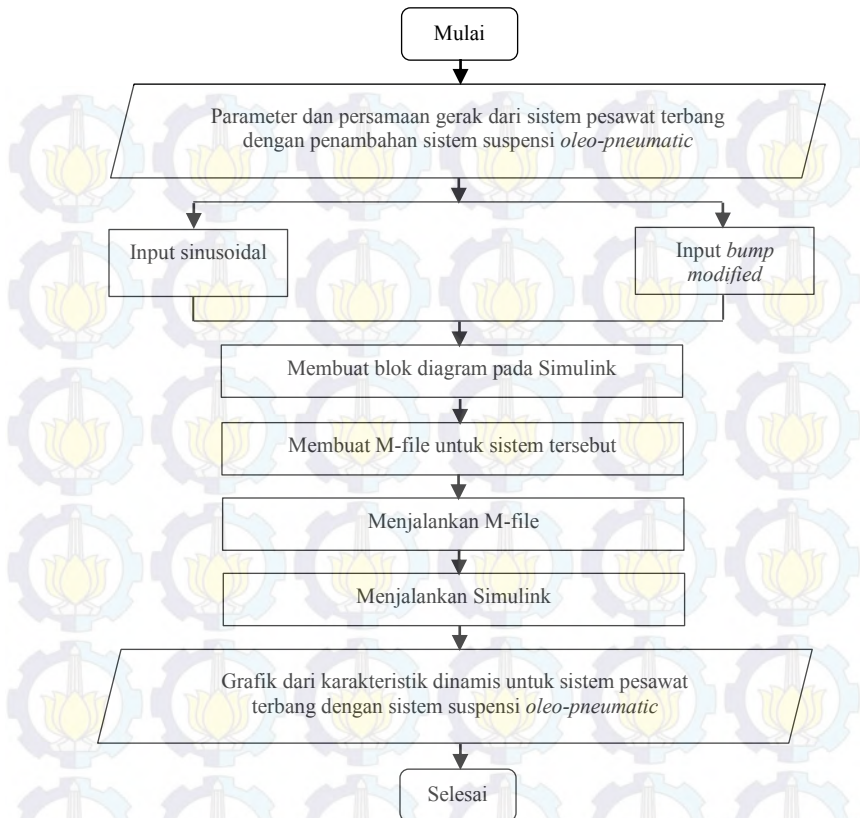
Setelah mendapatkan persamaan gerak dari sistem, langkah selanjutnya yaitu membuat blok simulasi. Parameter yang digunakan untuk pesawat terbang yaitu data referensi pesawat BOEING 747-400. Parameter yang digunakan untuk simulasi sistem pesawat terbang dengan penambahan sistem suspensi *oleo-pneumatic* terdapat pada tabel 3.2.

Tabel 3.2 Parameter untuk sistem pesawat terbang

Parameter	Nilai
Jumlah penumpang maksimal	524 orang
rata – rata massa penumpang ( $m_p$ )	70 kg
konstanta pegas alas duduk (cushion)( $k_p$ )	8.228,78 N/m
koefisien <i>damping</i> alas duduk (cushion)( $c_p$ )	152,8 Ns/m
Massa pesawat kosong maksimal saat <i>landing</i> ( $m_{ap}$ )	259.063 kg
Massa pesawat kosong maksimal saat <i>takeoff</i> ( $m_{ap}$ )	376.090 kg
kecepatan pesawat saat <i>takeoff</i> ( $V_0$ )	196 knots = 362,992 km/jam
Massa ban saat <i>landing</i> ( $m_t$ )	290,2 kg
Massa ban saat <i>takeoff</i> ( $m_t$ )	435,3 kg
Konstanta pegas ban saat <i>landing</i> ( $k_t$ )	$3 \times 10^6$ N/m
Konstanta pegas ban saat <i>takeoff</i> ( $k_t$ )	$4,5 \times 10^6$ N/m
Koefisien <i>damping</i> ban saat <i>landing</i> ( $c_t$ )	$5,2 \times 10^6$ N.s/m
Koefisien <i>damping</i> ban saat <i>takeoff</i> ( $c_t$ )	$7,8 \times 10^6$ N.s/m

Proses pembuatan blok diagram pada Simulink dijelaskan berupa diagram alir pada gambar 3.10. Input yang digunakan yaitu input sinusoidal dan *bump modified*.





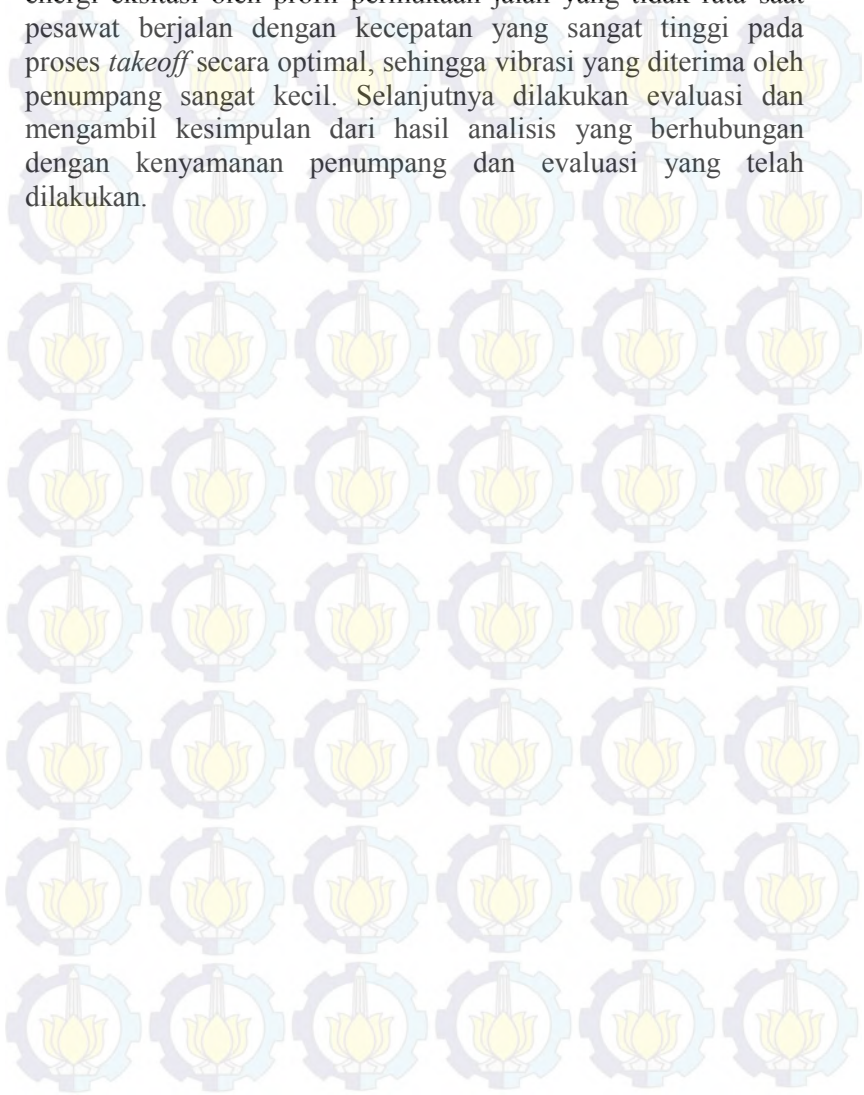
Gambar 3.10 Diagram alir proses pembuatan blok diagram Simulink dari sistem pesawat terbang dengan penambahan sistem suspensi *oleo-pneumatic*

### 3.4.3 Analisis Grafik Sistem Pesawat Terbang dengan Penambahan Sistem Suspensi Oleo-Pneumatic

Dari simulasi sistem pesawat terbang, akan didapatkan respon dinamis, berupa perpindahan, kecepatan, maupun percepatan dari input sinusoidal maupun *bump modified*.

Grafik-grafik tersebut dianalisis dan diharapkan sistem suspensi *oleo-pneumatic* ini mampu mengurangi vibrasi pada

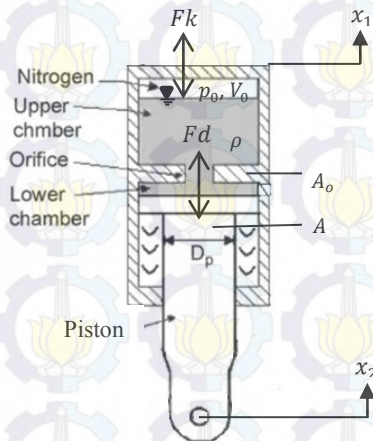
bodi pesawat akibat beban *impact* saat proses *landing* dan akibat energi eksitasi oleh profil permukaan jalan yang tidak rata saat pesawat berjalan dengan kecepatan yang sangat tinggi pada proses *takeoff* secara optimal, sehingga vibrasi yang diterima oleh penumpang sangat kecil. Selanjutnya dilakukan evaluasi dan mengambil kesimpulan dari hasil analisis yang berhubungan dengan kenyamanan penumpang dan evaluasi yang telah dilakukan.



## BAB IV PEMODELAN SISTEM

### 4.1 Pemodelan Dinamis Sistem Suspensi *Oleo-Pneumatic*

Untuk sistem suspensi *oleo-pneumatic* ini menggunakan mekanisme hidrolik dengan dua fluida kerja yaitu gas dan minyak. Gas ini berfungsi sebagai *spring* untuk menghasilkan gaya pegas, sedangkan minyak berfungsi sebagai *dampers* untuk menghasilkan gaya redam.



Gambar 4.1 Model matematis rancangan sistem suspensi *oleo-pneumatic*

Persamaan yang digunakan pada sistem suspensi *oleo-pneumatic* ini adalah sebagai berikut :

#### 4.1.1 Gaya Pegas ( $F_k$ )

Gaya pegas  $F_k$  merupakan gaya yang dihasilkan oleh tekanan gas pada ruang atas.  $P$  dan  $V$  dari gas diasumsikan memenuhi persamaan untuk proses *adiabatic* sebagai berikut :



$$\frac{p_0}{p} = \left( \frac{V}{V_0} \right)^n \quad (4.1)$$

$$V = V_0 - A(x_s) \quad (4.2)$$

Sehingga gaya pegas untuk satu *oleo-pneumatic shock absorber* adalah sebagai berikut :

$$Fk_1 = pA \quad (4.3)$$

Dimana  $p_0$ ,  $V_0$  adalah tekanan dan volume gas awal,  $p$  dan  $V$  adalah tekanan dan volume gas saat ini,  $n$  adalah indeks adiabatik gas yaitu sebesar 1,1 untuk nitrogen, 1,3 untuk karbondioksida, dan 1,4 untuk udara kering.  $x_s = (x_1 - x_2)$  merupakan *shock absorber stroke*/besar perpindahan batang piston. Kombinasi dari persamaan (4.1-4.3) dapat dituliskan sebagai berikut :

$$Fk_1 = p_0 A \left( \frac{V_0}{V} \right)^n = p_0 A \left( \frac{V_0}{V_0 - A(x_s)} \right)^n = p_0 A \left( \frac{V_0}{V_0 - A(x_1 - x_2)} \right)^n \quad (4.4)$$

Persamaan untuk dua buah *oleo-pneumatic shock absorber* saat kondisi *landing* adalah sebagai berikut :

$$Fk = 2pA \quad (4.5)$$

$$Fk = 2p_0 A \left( \frac{V_0}{V_0 - A(x_s)} \right)^n = 2p_0 A \left( \frac{V_0}{V_0 - A(x_1 - x_2)} \right)^n \quad (4.6)$$

Sedangkan persamaan untuk tiga buah *oleo-pneumatic shock absorber* saat kondisi *takeoff* adalah sebagai berikut :

$$Fk = 3pA \quad (4.7)$$

$$Fk = 3p_0 A \left( \frac{V_0}{V_0 - A(x_s)} \right)^n = 3p_0 A \left( \frac{V_0}{V_0 - A(x_1 - x_2)} \right)^n \quad (4.8)$$

#### 4.1.2 Gaya Redam (Fd)

Gaya redam dipengaruhi oleh energi fluida inkompresibel dan  $p_l$  merepresentasikan perbedaan tekanan antara ruang bawah dan atas. Dari hukum konservasi massa dan persamaan Bernoulli, maka didapat persamaan sebagai berikut :

$$A(\dot{x}_s) = \xi A_0 V_l \quad (4.9)$$

$$p_l = \frac{1}{2} \rho (V_l^2 - (\dot{x}_s)^2) = \frac{1}{2} \rho (V_l^2 - (\dot{x}_1 - \dot{x}_2)^2) \quad (4.10)$$

Parameter  $\xi$  merupakan koefisien *discharge orifice* yang didapatkan dari eksperimen,  $A_0 = \pi D_{op}^2 / 4$  merupakan luas penampang *orifice*,  $V_l$  merupakan kecepatan minyak yang mengalir melalui *orifice*,  $\dot{x}_s = (\dot{x}_1 - \dot{x}_2)$  merupakan kecepatan piston relatif terhadap daerah di luar silinder dari *oleo-pneumatic shock absorber*, dan  $\rho$  adalah densitas dari minyak.

$$p_l = \frac{1}{2} \rho \left( \frac{A^2}{\xi^2 A_0^2} - 1 \right) (\dot{x}_1 - \dot{x}_2)^2 \approx \frac{1}{2} \rho \frac{A^2}{\xi^2 A_0^2} (\dot{x}_1 - \dot{x}_2)^2 \quad (4.11)$$

Sehingga persamaan gaya redam untuk satu buah *oleo-pneumatic shock absorber* adalah :

$$Fd_1 = p_l A = \frac{1}{2} \rho \frac{A^3}{\xi^2 A_0^2} (\dot{x}_1 - \dot{x}_2)^2 \quad (4.12)$$

$\dot{x}_s$  merupakan kecepatan piston relatif terhadap daerah di luar silinder dari *oleo-pneumatic shock absorber*. Apabila  $\dot{x}_s = 0$ , maka minyak berada pada kondisi statis dan tidak mengalir melalui *orifice* sehingga  $Fd_{h1}$  bernilai nol.

Persamaan gaya redam untuk dua buah *oleo-pneumatic shock absorber* saat kondisi *landing* adalah :

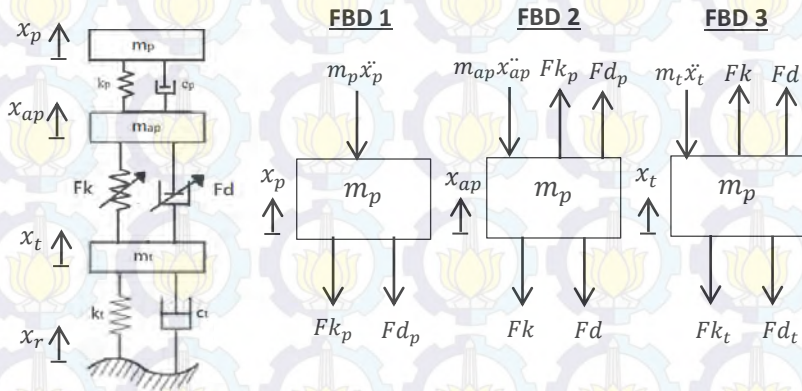
$$Fd = 2p_l A = 2 \cdot \frac{1}{2} \rho \frac{A^3}{\xi^2 A_0^2} (\dot{x}_1 - \dot{x}_2)^2 = \rho \frac{A^3}{\xi^2 A_0^2} (\dot{x}_1 - \dot{x}_2)^2 \quad (4.13)$$

Persamaan gaya redam untuk tiga buah *oleo-pneumatic shock absorber* saat kondisi *takeoff* adalah :

$$Fd = 3p_l A = 3 \cdot \frac{1}{2} \rho \frac{A^3}{\xi^2 A_0^2} (\dot{x}_1 - \dot{x}_2)^2 = 1.5 \rho \frac{A^3}{\xi^2 A_0^2} (\dot{x}_1 - \dot{x}_2)^2 \quad (4.14)$$

#### 4.2 Pemodelan Dinamis Sistem Pesawat Terbang dengan Penambahan Sistem Suspensi *Oleo-Pneumatic*

Dari model matematis yang telah dijelaskan pada gambar 3.8, akan didapatkan FBD sebagai berikut,



Gambar 4.2 FBD untuk sistem pesawat terbang dengan penambahan sistem suspensi *oleo-pneumatic*

Persamaan matematis dari FBD 1 pada gambar 4.2 adalah sebagai berikut :

$$-Fk_p - Fd_p - m_p \ddot{x}_p = 0$$

$$k_p(x_p - x_{ap}) + c_p(\dot{x}_p - \dot{x}_{ap}) + m_p \ddot{x}_p = 0$$

$$m_p \ddot{x}_p = -k_p(x_p - x_{ap}) - c_p(\dot{x}_p - \dot{x}_{ap})$$



$$\ddot{x}_p = \frac{1}{m_p} [-k_p(x_p - x_{ap}) - c_p(\dot{x}_p - \dot{x}_{ap})] \quad (4.15)$$

Persamaan *state variable* dari persamaan (4.15), yaitu :

$$\dot{x}_p = v_p$$

$$\dot{v}_p = \frac{1}{m_p} [-k_p(x_p - x_{ap}) - c_p(v_p - v_{ap})]$$

Persamaan matematis dari FBD 2 pada gambar 4.2 adalah sebagai berikut :

$$Fk_p + Fd_p - Fk - Fd - m_{ap}\ddot{x}_{ap} = 0$$

$$k_p(x_p - x_{ap}) + c_p(\dot{x}_p - \dot{x}_{ap}) - 2p_0A \left( \frac{V_0}{V_0 - A(x_{ap} - x_t)} \right)^n -$$

$$\rho \frac{A^3}{\xi^2 A_o^2} (\dot{x}_{ap} - \dot{x}_t)^2 - m_{ap}\ddot{x}_{ap} = 0$$

$$m_{ap}\ddot{x}_{ap} =$$

$$k_p(x_p - x_{ap}) + c_p(\dot{x}_p - \dot{x}_{ap}) - 2p_0A \left( \frac{V_0}{V_0 - A(x_{ap} - x_t)} \right)^n -$$

$$\rho \frac{A^3}{\xi^2 A_o^2} (\dot{x}_{ap} - \dot{x}_t)^2$$

$$\ddot{x}_{ap} =$$

$$\frac{1}{m_{ap}} \left[ k_p(x_p - x_{ap}) + c_p(\dot{x}_p - \dot{x}_{ap}) - 2p_0A \left( \frac{V_0}{V_0 - A(x_{ap} - x_t)} \right)^n - \rho \frac{A^3}{\xi^2 A_o^2} (\dot{x}_{ap} - \dot{x}_t)^2 \right] \quad (4.16)$$

Persamaan *state variable* dari persamaan (4.16), yaitu :

$$\dot{x}_{ap} = v_{ap}$$

$$\dot{v}_{ap} =$$

$$\frac{1}{m_{ap}} \left[ k_p(x_p - x_{ap}) + c_p(v_p - v_{ap}) - 2p_0A \left( \frac{V_0}{V_0 - A(x_{ap} - x_t)} \right)^n - \rho \frac{A^3}{\xi^2 A_o^2} (v_{ap} - v_t)^2 \right]$$

Persamaan matematis dari FBD 3 pada gambar 4.2 adalah sebagai berikut :

$$Fk + Fd - Fk_t - Fd_t - m_t \ddot{x}_t = 0$$

$$2p_0 A \left( \frac{V_0}{V_0 - A(x_{ap} - x_t)} \right)^n + \rho \frac{A^3}{\xi^2 A_o^2} (\dot{x}_{ap} - \dot{x}_t)^2 - k_t(x_t - x_r) - c_t(\dot{x}_t - \dot{x}_r) - m_t \ddot{x}_t = 0$$

$$m_t \ddot{x}_t = 2p_0 A \left( \frac{V_0}{V_0 - A(x_{ap} - x_t)} \right)^n + \rho \frac{A^3}{\xi^2 A_o^2} (\dot{x}_{ap} - \dot{x}_t)^2 - k_t(x_t - x_r) - c_t(\dot{x}_t - \dot{x}_r)$$

$$\ddot{x}_t = \frac{1}{m_t} \left[ 2p_0 A \left( \frac{V_0}{V_0 - A(x_{ap} - x_t)} \right)^n + \rho \frac{A^3}{\xi^2 A_o^2} (\dot{x}_{ap} - \dot{x}_t)^2 - k_t(x_t - x_r) - c_t(\dot{x}_t - \dot{x}_r) \right] \quad (4.17)$$

Persamaan *state variable* dari persamaan (4.17), yaitu :

$$\dot{x}_t = v_t$$

$$\dot{v}_t = \frac{1}{m_t} \left[ 2p_0 A \left( \frac{V_0}{V_0 - A(x_{ap} - x_t)} \right)^n + \rho \frac{A^3}{\xi^2 A_o^2} (v_{ap} - v_t)^2 - k_t(x_t - x_r) - c_t(v_t - v_r) \right]$$

### 4.3 Diagram Blok

Dari persamaan gerak yang didapat, selanjutnya dibuat diagram blok sesuai dengan persamaan gerak dari masing-masing sistem. Dan dari diagram blok tersebut akan didapatkan grafik respon dari masing-masing sistem yang akan dibahas pada bab selanjutnya.

#### 4.3.1 Input yang Digunakan

Pada tugas akhir ini, akan dilakukan simulasi untuk sistem suspensi *oleo-pneumatic* dan sistem pesawat terbang dengan penambahan sistem suspensi *oleo-pneumatic*. Pada saat

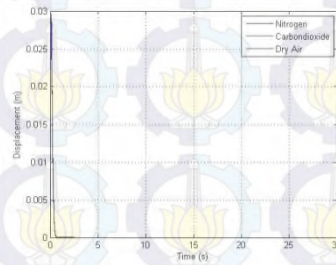
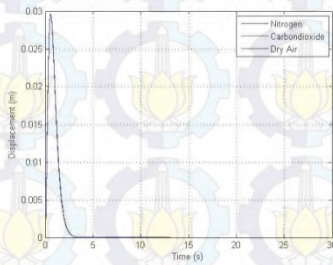
simulasi, digunakan dua macam input, yaitu pertama, input *bump* yang telah dimodifikasi yang akan menghasilkan respon transien. Input ini digunakan untuk mengetahui respon dinamis dari penumpang pesawat terbang saat kondisi *landing*. Kedua, input sinusoidal yang akan menghasilkan respon *steady-state*. Input ini digunakan untuk mengetahui respon dinamis dari penumpang pesawat terbang saat kondisi *takeoff*. Persamaan dari kedua input tersebut dapat dituliskan sebagai berikut.

- Input *bump* yang dimodifikasi

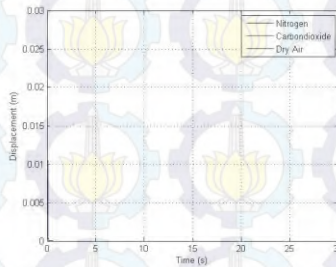
$$y(t) = Y 0.37 e^2 (\gamma \omega_0 t) e^{-\gamma \omega_0 t} \quad (4.18)$$

Severity parameter = 1

Severity parameter = 5



Severity parameter = 20



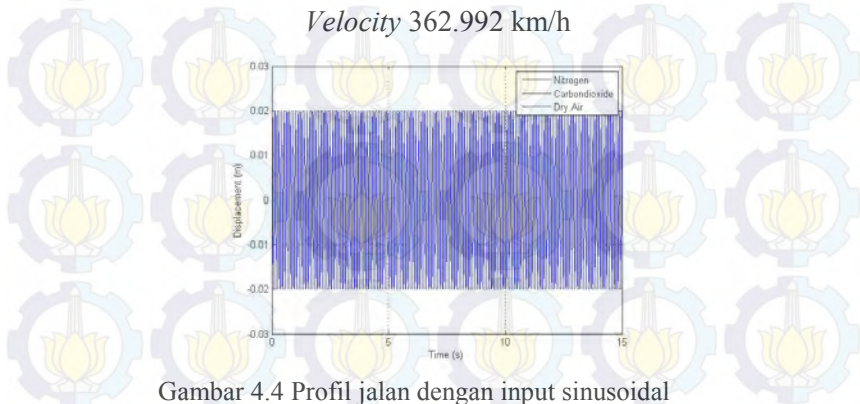
Gambar 4.3 Profil jalan dengan input *bump* yang dimodifikasi (a)  $\gamma = 1$  (b)  $\gamma = 5$  (c)  $\gamma = 20$



Input ini merupakan fungsi dari  $\gamma$  (*severity parameter*), yaitu 1 untuk *low impact*, 5 untuk *less severe impacts*, dan 20 untuk *more severe impact*. Sedangkan  $\omega_0$  adalah  $\sqrt{\frac{k_{ap}}{m_{ap}}}$ . Nilai  $Y$  merupakan ampiltudo yang digunakan. Amplitudo yang digunakan dalam simulasi, yaitu 2 cm.

- Input sinusoidal  

$$y(t) = Y \sin(\omega t) \quad (4.19)$$

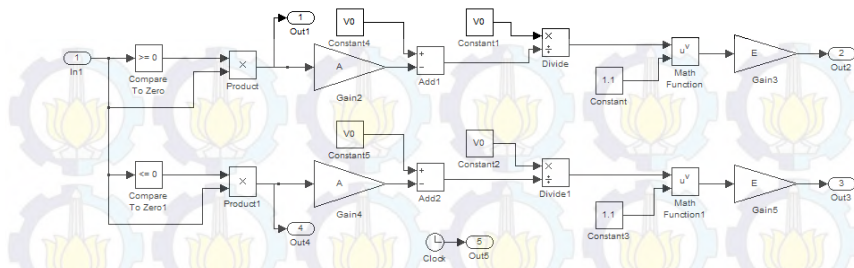


Gambar 4.4 Profil jalan dengan input sinusoidal

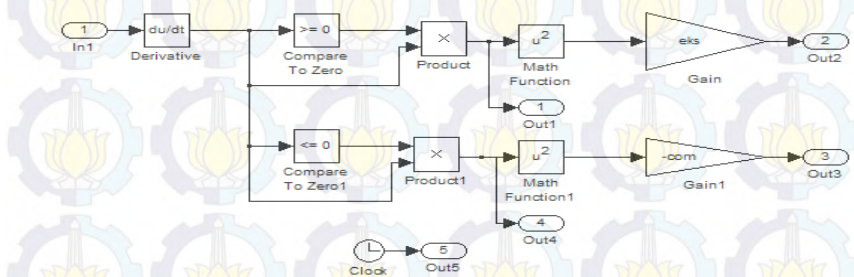
Pada persamaan (4.27), nilai  $Y$  merupakan ampiltudo yang digunakan. Amplitudo yang digunakan dalam simulasi, yaitu 2 cm. Besar frekuensi didapatkan dari rumus  $f = \frac{v}{\lambda}$ , dengan asumsi kecepatan pesawat yang digunakan ( $v$ ) 362,992 km/h dan panjang gelombang ( $\lambda$ ) 10 m. Setelah itu didapatkan nilai  $\omega$ , dengan rumus  $\omega = 2\pi f$ .

#### 4.3.2 Diagram Blok Sistem Suspensi *Oleo-Pneumatic*

Untuk melakukan simulasi pada sistem suspensi *oleo-pneumatic*, hanya menggunakan input sinusoidal. Parameter yang digunakan pada sistem suspensi *oleo-pneumatic* ini telah dijelaskan pada tabel 3.1.



Gambar 4.5 Diagram blok untuk gaya pegas pada sistem suspensi *oleo pneumatic*

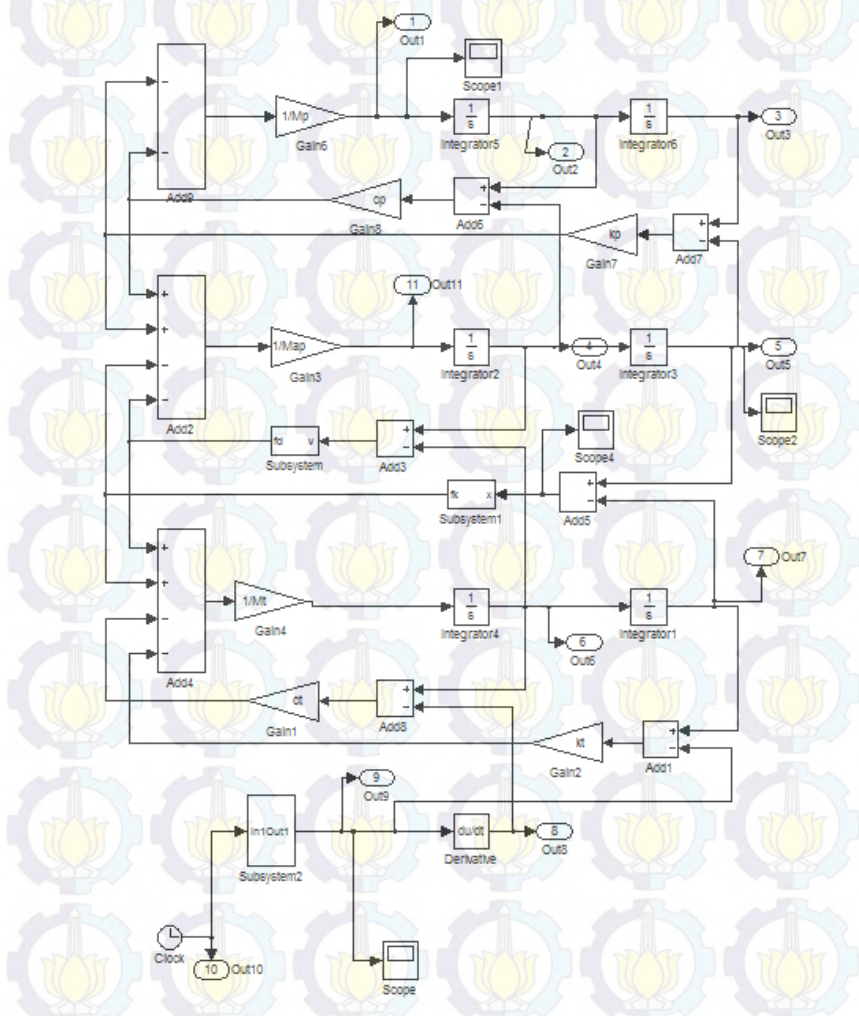


Gambar 4.6 Diagram blok untuk gaya redam pada sistem suspensi *oleo pneumatic*

### 4.3.3 Diagram Blok Sistem Pesawat Terbang dengan Penambahan Sistem Suspensi *Oleo-Pneumatic*

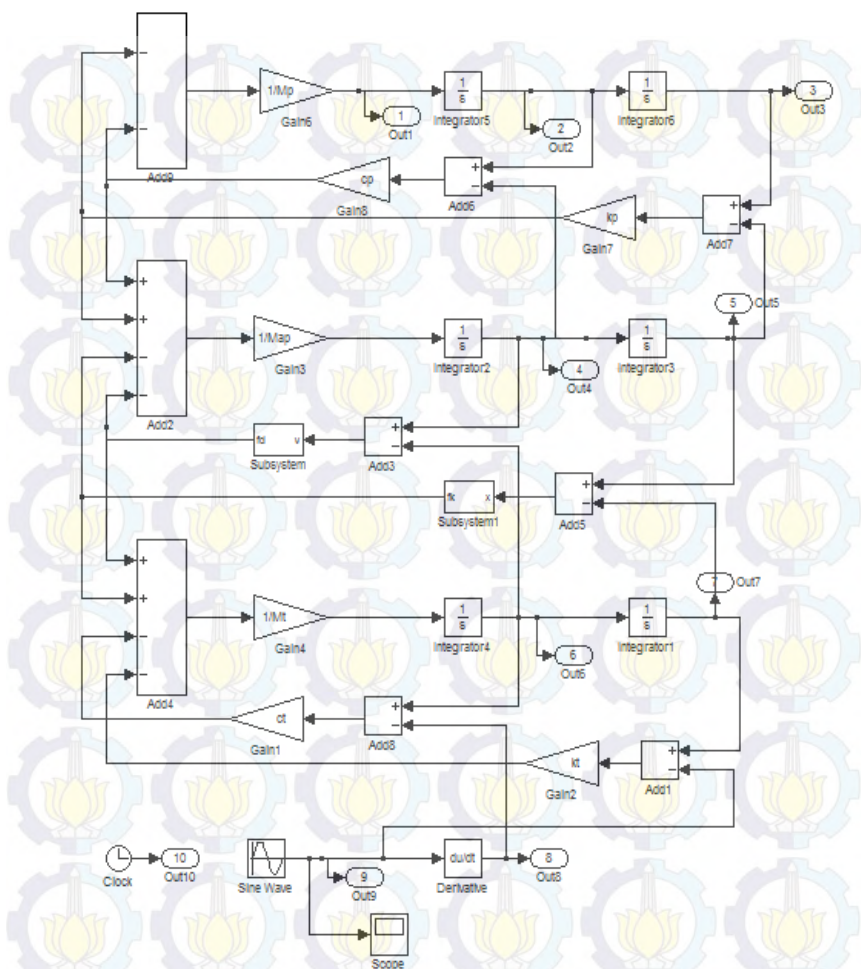
Pada sistem pesawat terbang, nilai konstanta redaman pada massa pesawat terbang digantikan dengan nilai gaya redaman yang dihasilkan oleh sistem suspensi *oleo-pneumatic*. Sedangkan nilai konstanta pegas pada massa pesawat terbang juga digantikan dengan nilai gaya pegas yang dihasilkan oleh sistem suspensi *oleo-pneumatic* ini. Input yang digunakan dalam simulasi sistem pesawat terbang, yaitu input sinusoidal dengan kecepatan pesawat 362.992 km/h dan input *bump* yang telah dimodifikasi dengan  $\gamma$  (*severity parameter*) sama dengan 1 untuk

*low impact*, 5 untuk *less severe impacts*, dan 20 untuk *more severe impact*. Parameter yang digunakan pada sistem pesawat terbang ini telah dijelaskan pada tabel 3.2.

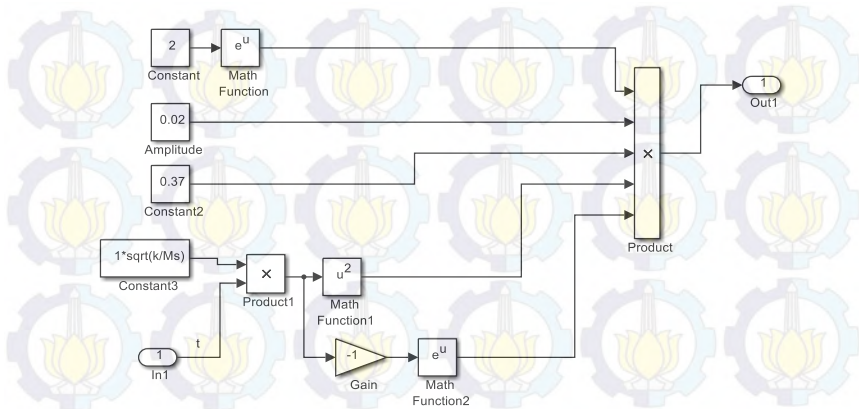


Gambar 4.7 Diagram blok untuk sistem pesawat terbang saat kondisi *landing*





Gambar 4.8 Diagram blok untuk sistem pesawat terbang saat kondisi *takeoff*



Gambar 4.9 Diagram blok untuk input *bump modified*

## BAB V

### ANALISA HASIL DAN PEMBAHASAN

Dalam pemodelan ini didapatkan respon dinamis dari sistem suspensi *oleo-pneumatic* dan sistem pesawat terbang dengan penambahan sistem suspensi *oleo-pneumatic*. Respon dinamis pada sistem suspensi *oleo-pneumatic* yang dibahas dalam bab ini adalah respon perpindahan dan kecepatan terhadap gaya redam, serta respon perpindahan terhadap gaya pegas yang dihasilkan oleh sistem suspensi *oleo-pneumatic*. Perlu diketahui bahwa pada grafik respon gaya redam dan gaya pegas yang dihasilkan, nilai positif merupakan nilai untuk kondisi ekspansi dan nilai negatif merupakan untuk kondisi kompresi. Pada sistem pesawat terbang, respon dinamis yang dibahas adalah respon perpindahan, kecepatan, dan percepatan getaran yang dialami oleh penumpang terhadap waktu.

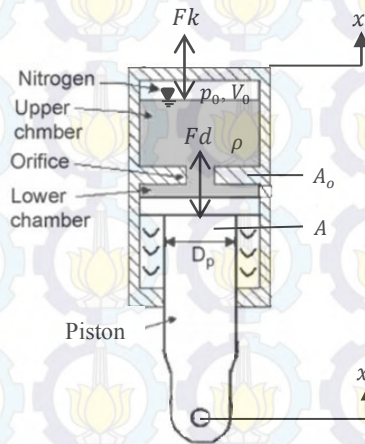
Pertama kali yang dilakukan dalam simulasi adalah pemilihan tekanan awal ( $p_0$ ) dan volume awal ( $V_0$ ) gas yang akan dijadikan parameter pada sistem suspensi *oleo-pneumatic* ini. Pilihan parameter tersebut antara lain variasi tekanan awal gas ( $p_0$ ) sebesar 1,2 MPa, 1,6 MPa dan 2 MPa dengan volume awal gas nitrogen ( $V_0$ ) konstan yaitu sebesar  $2,752 \times 10^{-3} \text{ m}^3$ . Pilihan selanjutnya yaitu variasi volume awal gas ( $V_0$ ) sebesar  $2,252 \times 10^{-3} \text{ m}^3$ ,  $2,752 \times 10^{-3} \text{ m}^3$ , dan  $3,252 \times 10^{-3} \text{ m}^3$  dengan tekanan awal gas ( $p_0$ ) konstan yaitu sebesar 1,6 MPa. Setelah itu dipilih variasi yang menghasilkan gaya pegas terbesar.

Setelah memilih variasi tekanan awal ( $p_0$ ) dan volume awal ( $V_0$ ) gas, selanjutnya dilakukan pemilihan luas penampang *orifice* ( $A_0$ ) yang akan dijadikan parameter pada sistem suspensi *oleo-pneumatic*. Variasi luas penampang *orifice* ( $A_0$ ) yaitu sebesar  $6,412 \times 10^{-4} \text{ m}^2$ ,  $6,612 \times 10^{-4} \text{ m}^2$ , dan  $6,812 \times 10^{-4} \text{ m}^2$  dengan tekanan awal ( $p_0$ ) dan volume awal ( $V_0$ ) gas konstan yaitu sebesar 1,6 MPa dan  $2,752 \times 10^{-3} \text{ m}^3$ . Setelah itu dipilih variasi luas penampang *orifice* ( $A_0$ ) yang menghasilkan gaya redam terbesar.



Pada tahap ketiga, sistem suspensi *oleo-pneumatic* diaplikasikan pada sistem pesawat terbang dengan input yang digunakan, yaitu input sinusoidal dan input *bump modified*. Dari kedua input ini didapatkan respon dinamis dari penumpang pesawat terbang ini. Kemudian respon dinamis dari penumpang tersebut dibandingkan dengan kriteria kenyamanan berdasarkan besar percepatan RMS menurut standart ISO 2631.

### 5.1. Respon Dinamis Sistem Suspensi *Oleo-Pneumatic* pada Variasi Tekanan Awal Gas ( $p_0$ ), Volume Awal Gas ( $V_0$ ), dan Luas Penampang *Orifice* ( $A_o$ ) dengan Variasi Frekuensi



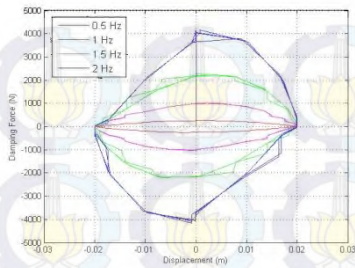
Gambar 5.1 Skema sistem suspensi *oleo-pneumatic*

Pada gambar 5.1 dapat dilihat skema dari silinder hidrolik yang divariasikan dengan frekuensi dari perpindahan batang piston. Setelah disimulasikan, dilakukan pemilihan tekanan awal gas ( $p_0$ ), volume awal gas ( $V_0$ ), dan luas penampang *orifice* ( $A_o$ ) mana yang akan digunakan sebagai parameter pada sistem suspensi *oleo-pneumatic*. Variasi yang dilakukan dijelaskan pada tabel 5.1.

Tabel 5. 1 Parameter yang digunakan saat simulasi respon gaya redam pada sistem suspensi *oleo-pneumatic*, pada massa jenis minyak ( $\rho$ ), luas penampang piston (A) dan luas penampang *orifice* ( $A_o$ ) dengan variasi frekuensi saat kondisi *landing*

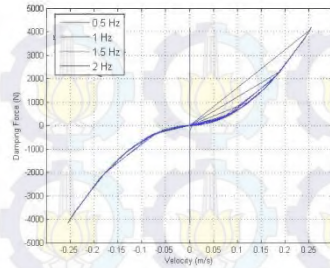
Jumlah Landing Gear	Massa Jenis Minyak ( $\rho$ )	Luas Penampang Piston (A)	Luas Penampang Orifice ( $A_o$ )	Frekuensi
2	912 kg/m <sup>3</sup>	0,01376 m <sup>2</sup>	0,0006412 m <sup>2</sup>	0.5 Hz
			0,0006612 m <sup>2</sup>	1 Hz
				1.5 Hz
				2 Hz
			0,0006812 m <sup>2</sup>	0.5 Hz
				1 Hz
				1.5 Hz
				2 Hz
				2 Hz

$$A = 0,01376 \text{ m}^2, A_o = 0,0006412 \text{ m}^2$$



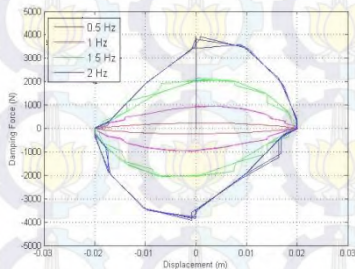
(a)

$$A = 0,01376 \text{ m}^2, A_o = 0,0006412 \text{ m}^2$$



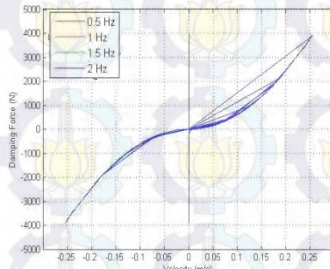
(b)

$$A = 0,01376 \text{ m}^2, A_o = 0,0006612 \text{ m}^2$$



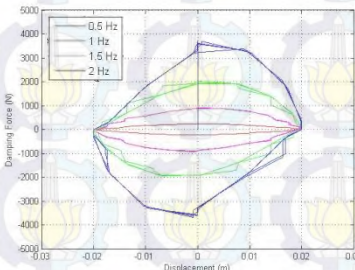
(c)

$$A = 0,01376 \text{ m}^2, A_o = 0,0006612 \text{ m}^2$$



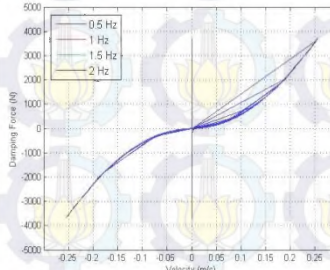
(d)

$$A = 0,01376 \text{ m}^2, A_o = 0,0006812 \text{ m}^2$$



(e)

$$A = 0,01376 \text{ m}^2, A_o = 0,0006812 \text{ m}^2$$



(f)

Gambar 5. 2 Grafik respon perpindahan dan kecepatan terhadap gaya redam pada massa jenis minyak ( $\rho = 912 \text{ kg/m}^3$ ), luas penampang piston ( $A=0,01376 \text{ m}^2$ ) dan luas penampang orifice ( $A_o = 0,0006412 - 0,0006812 \text{ m}^2$ ) dengan variasi frekuensi saat kondisi *landing*



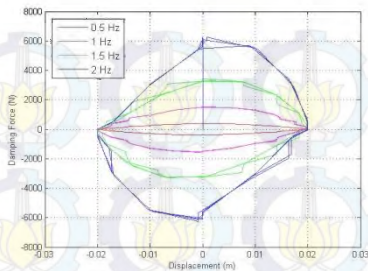
Gambar 5.2 merupakan grafik respon gaya redam terhadap perpindahan (a – c – e) dan kecepatan (b – d – f) pada massa jenis minyak ( $\rho = 912 \text{ kg/m}^3$ ), luas penampang piston ( $A=0,01376 \text{ m}^2$ ) dan luas penampang *orifice* ( $A_o = 0,0006412 - 0,0006812 \text{ m}^2$ ) dengan variasi frekuensi saat kondisi *landing*. Variasi frekuensi yang digunakan yaitu 0.5 Hz; 1 Hz; 1.5 Hz; 2 Hz.

Pada grafik respon gaya redam terhadap perpindahan terlihat jelas bahwa semakin besar frekuensi, maka gaya redam yang dihasilkan semakin besar. Hal ini sesuai dengan teori bahwa frekuensi berbanding lurus dengan perpindahan maupun kecepatan. Kecepatan juga berbanding lurus dengan gaya redam yang dihasilkan. Namun pada grafik respon gaya redam terhadap kecepatan tidak terlihat perbedaannya antara masing-masing frekuensi. Hanya *trend line* pada frekuensi 2 Hz saja yang terlihat. Hal ini dikarenakan pada frekuensi 0.5 Hz sampai 1.5 Hz memiliki *trend line* yang berimpit dengan 2 Hz tetapi hanya berbeda pada nilai gaya redam yang dihasilkan.

Tabel 5. 2 Parameter yang digunakan saat simulasi respon gaya redam pada sistem suspensi *oleo-pneumatic*, pada massa jenis minyak ( $\rho$ ), luas penampang piston (A) dan luas penampang *orifice* ( $A_o$ ) dengan variasi frekuensi saat kondisi *takeoff*

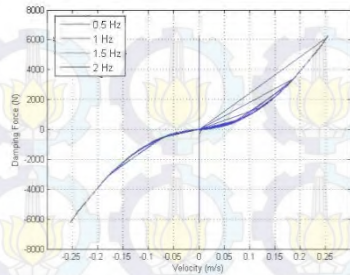
Jumlah Landing Gear	Massa Jenis Minyak ( $\rho$ )	Luas Penampang Piston (A)	Luas Penampang Orifice ( $A_o$ )	Frekuensi
3	912 kg/m <sup>3</sup>	0,01376 m <sup>2</sup>	0,0006412 m <sup>2</sup>	0.5 Hz
			0,0006612 m <sup>2</sup>	1 Hz
				1.5 Hz
				2 Hz
				0.5 Hz
			0,0006812 m <sup>2</sup>	1 Hz
				1.5 Hz
				2 Hz
				0.5 Hz

$$A = 0,01376 \text{ m}^2, A_o = 0,0006412 \text{ m}^2$$



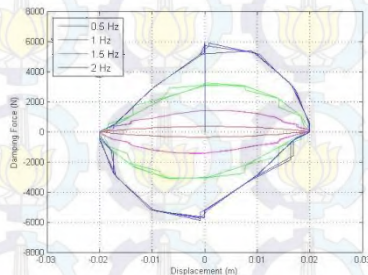
(a)

$$A = 0,01376 \text{ m}^2, A_o = 0,0006412 \text{ m}^2$$



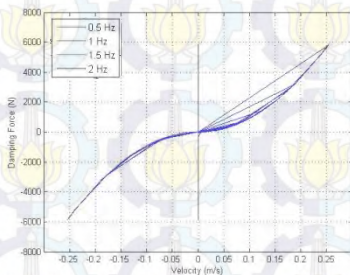
(b)

$$A = 0,01376 \text{ m}^2, A_o = 0,0006612 \text{ m}^2$$



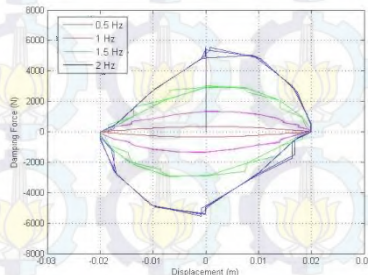
(b)

$$A = 0,01376 \text{ m}^2, A_o = 0,0006612 \text{ m}^2$$



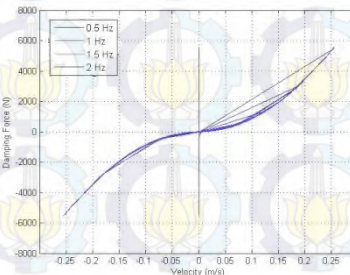
(d)

$$A = 0,01376 \text{ m}^2, A_o = 0,0006812 \text{ m}^2$$



(e)

$$A = 0,01376 \text{ m}^2, A_o = 0,0006812 \text{ m}^2$$



(f)

Gambar 5. 3 Grafik respon perpindahan dan kecepatan terhadap gaya redam pada massa jenis minyak ( $\rho = 912 \text{ kg/m}^3$ ), luas penampang piston ( $A=0,01376 \text{ m}^2$ ) dan luas penampang orifice ( $A_o = 0,0006412 - 0,0006812 \text{ m}^2$ ) dengan variasi frekuensi saat kondisi *takeoff*



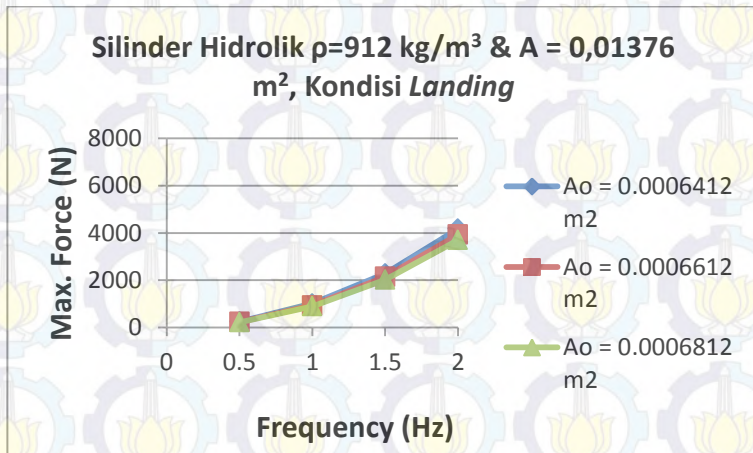
Gambar 5.3 merupakan merupakan grafik respon gaya redam terhadap perpindahan ( a – c – e ) dan kecepatan ( b – d – f ) pada massa jenis minyak ( $\rho = 912 \text{ kg/m}^3$ ), luas penampang piston ( $A=0,01376 \text{ m}^2$ ) dan luas penampang *orifice* ( $A_o = 0,0006412 - 0,0006812 \text{ m}^2$ ) dengan variasi frekuensi saat kondisi *takeoff*. Variasi frekuensi yang digunakan yaitu 0.5 Hz; 1 Hz; 1.5 Hz; 2 Hz.

Pada grafik respon gaya redam terhadap perpindahan terlihat jelas bahwa semakin besar frekuensi, maka gaya redam yang dihasilkan semakin besar. Hal ini sesuai dengan teori bahwa frekuensi berbanding lurus dengan perpindahan maupun kecepatan kecepatan juga berbanding lurus dengan gaya redam yang dihasilkan. Namun pada grafik respon gaya redam terhadap kecepatan tidak terlihat perbedaannya antara masing-masing frekuensi. Hanya *trend line* pada frekuensi 2 Hz saja yang terlihat. Hal ini dikarenakan pada frekuensi 0.5 Hz sampai 1.5 Hz memiliki *trend line* yang berimpit dengan 2 Hz tetapi hanya berbeda pada nilai gaya redam yang dihasilkan.

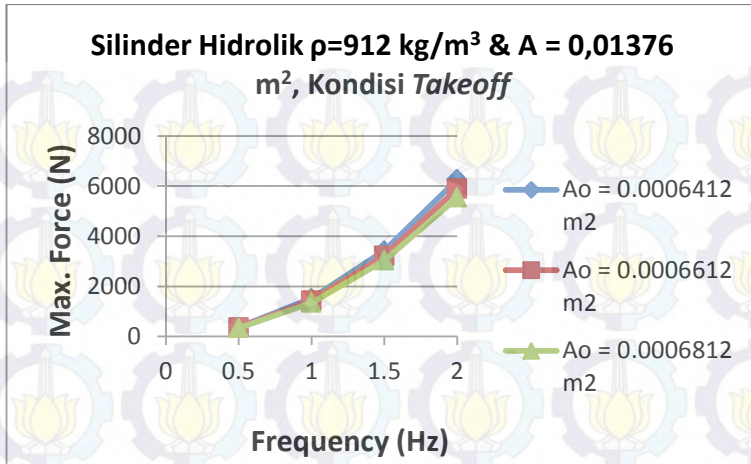
Tabel 5.3 merupakan data nilai gaya redam maksimum yang dihasilkan sesuai dengan gambar 5.2 dan 5.3. Dari data tersebut, dibuat grafik pengaruh variasi frekuensi terhadap gaya redam maksimum yang dihasilkan dari sistem suspensi *oleo-pneumatic* dengan massa jenis minyak ( $\rho$ ), luas penampang piston ( $A$ ) pada masing-masing luas penampang *orifice* ( $A_o$ ), yaitu pada gambar 5.4 dan 5.5.

Tabel 5. 3 Nilai gaya redam maksimum untuk massa jenis minyak ( $\rho = 912 \text{ kg/m}^3$ ) dan luas penampang piston ( $A = 0,01376 \text{ m}^2$ ) pada masing-masing luas penampang orifice ( $A_o$ )

Kondisi Pesawat	Luas Penampang Orifice ( $A_o$ )	Gaya Redam (N)			
		0.5 Hz	1 Hz	1.5 Hz	2 Hz
Landing	0,0006412 $\text{m}^2$	253.50 N	1014.01 N	2281.51 N	4175.43 N
	0,0006612 $\text{m}^2$	238.40 N	953.59 N	2145.58 N	3926.65 N
	0,0006812 $\text{m}^2$	224.60 N	898.42 N	2021.44 N	3699.46 N
Takeoff	0,0006412 $\text{m}^2$	380.25 N	1521.01 N	3422.27 N	6263.14 N
	0,0006612 $\text{m}^2$	357.60 N	1430.38 N	3218.37 N	5889.98 N
	0,0006812 $\text{m}^2$	336.91 N	1347.63 N	3032.16 N	5549.19 N



Gambar 5.4 Grafik pengaruh variasi frekuensi terhadap gaya redam maksimum yang dihasilkan dari sistem suspensi *oleo-pneumatic* dengan massa jenis minyak ( $\rho = 912 \text{ kg/m}^3$ ), luas penampang piston ( $A = 0,01376 \text{ m}^2$ ) dengan variasi luas penampang orifice ( $A_o$ ) saat kondisi landing



Gambar 5.5 Grafik pengaruh variasi frekuensi terhadap gaya redam maksimum yang dihasilkan dari sistem suspensi *oleo-pneumatic* dengan massa jenis minyak ( $\rho = 912 \text{ kg/m}^3$ ), luas penampang piston ( $A = 0,01376 \text{ m}^2$ ) dengan variasi luas penampang *orifice* ( $A_o$ ) saat kondisi *takeoff*

Dari gambar 5.4 dan 5.5, dapat dilihat pada setiap variasi luas penampang *orifice* ( $A_o$ ) memiliki *trend line* yang sama, yaitu semakin besar frekuensi, maka gaya redam yang dihasilkan semakin besar. Hal ini dikarenakan frekuensi berbanding lurus dengan perpindahan maupun kecepatan, kemudian perpindahan maupun kecepatan juga berbanding lurus dengan gaya redam yang dihasilkan (persamaan (4.12)). Dari masing-masing kondisi pesawat, dapat dilihat bahwa semakin kecil luas penampang *orifice* ( $A_o$ ) yang digunakan, maka gaya redam yang dihasilkan semakin besar. Hal ini sesuai dengan persamaan gaya redam yang digunakan pada silinder hidrolik (persamaan (4.12)), yaitu kuadrat luas penampang *orifice* ( $A_o^2$ ) berbanding terbalik dengan gaya redam yang dihasilkan ( $F_d$ ). Dan jika dilihat dari data pada tabel 5.3, nilai gaya redam yang dihasilkan pada saat *takeoff* lebih besar dibandingkan pada saat *landing*. Hal ini dikarenakan

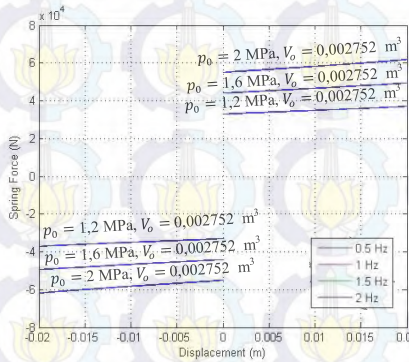


pada saat *takeoff*, ketiga landing gear pesawat terbang (*nose landing gear* dan *main landing gear*) dengan sistem suspensi oleo-pneumatic di dalamnya bekerja untuk meredam getaran akibat gaya eksitasi dari permukaan jalan, sedangkan pada saat *landing* hanya *main landing gear* saja yang bekerja untuk meredam getaran akibat *impact*. Gaya redam yang dihasilkan oleh suatu sistem suspensi *oleo-pneumatic* akan semakin besar apabila semakin banyak jumlah sistem suspensi yang bekerja pada sistem pesawat terbang, semakin besar frekuensi dari perpindahan batang piston, dan semakin kecil luas penampang *orifice* ( $A_o$ ). Hal ini sesuai dengan persamaan gaya redam pada silinder hidrolik yang digunakan (persamaan (4.13) dan (4.14)).

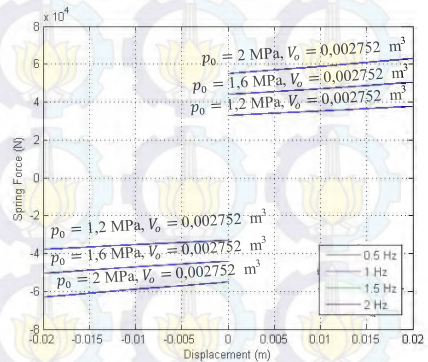
Untuk pemilihan luas penampang *orifice* ( $A_o$ ) yang digunakan sebagai parameter sistem suspensi *oleo-pneumatic* saat di pasang di sistem pesawat terbang, dipilih luas penampang *orifice* yang dapat menghasilkan gaya redam terbesar, yaitu saat  $\rho = 912 \text{ kg/m}^3$ , luas penampang piston  $A = 0,01376 \text{ m}^2$ , dan luas penampang *orifice*  $A_o = 0,0006412 \text{ m}^2$  pada grafik 5.2 (a) dan (b) untuk kondisi *landing*. Sedangkan untuk kondisi *takeoff* dipilih saat  $\rho = 912 \text{ kg/m}^3$ , luas penampang piston  $A = 0,01376 \text{ m}^2$ , dan luas penampang *orifice*  $A_o = 0,0006412 \text{ m}^2$  pada grafik 5.3 (a) dan (b).

Tabel 5.4 Parameter yang digunakan saat simulasi respon gaya pegas pada sistem suspensi *oleo-pneumatic*, pada luas penampang piston (A), volume awal gas ( $V_0$ ), dan tekanan awal gas ( $p_0$ ) dengan variasi frekuensi saat kondisi *landing*

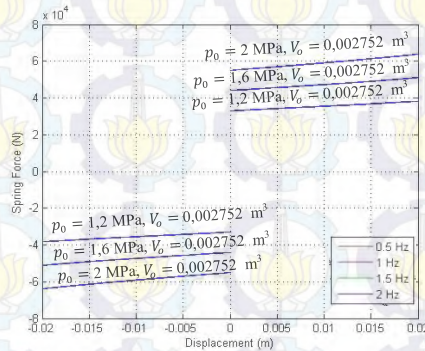
Jumlah Landing Gear	Luas Penampang Piston (A)	Volume Awal Gas ( $V_0$ )	Tekanan Awal Gas ( $p_0$ )	Frekuensi
2	0,01376 m <sup>2</sup>	0,002752 m <sup>3</sup>	1200000 Pa	0,5 Hz
				1 Hz
				1,5 Hz
				2 Hz
			1600000 Pa	0,5 Hz
				1 Hz
				1,5 Hz
				2 Hz
			2000000 Pa	0,5 Hz
				1 Hz
				1,5 Hz
				2 Hz

Nitrogen ( $n=1.1$ )

(a)

Carbondioxide ( $n=1.3$ )

(b)

Dry Air ( $n=1.4$ )

(c)

Gambar 5.6 Grafik respon perpindahan terhadap gaya pegas pada luas penampang piston ( $A = 0,01376 \text{ m}^2$ ), volume awal gas ( $V_0 = 0,002752 \text{ m}^3$ ), dan tekanan awal gas ( $p_0 = 1,2 - 2 \text{ MPa}$ ) untuk berbagai jenis gas dengan variasi frekuensi saat kondisi *landing*

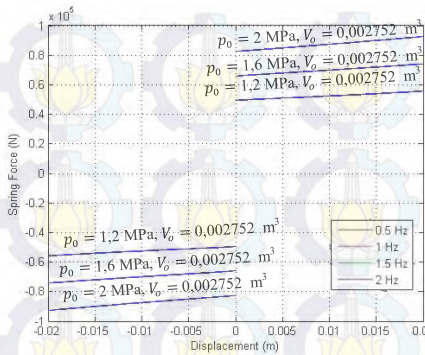


Tabel 5.5 Nilai gaya pegas maksimum untuk semua jenis gas dengan luas penampang piston ( $A = 0,01376 \text{ m}^2$ ) dan volume awal gas ( $V_0 = 0,002752 \text{ m}^3$ ) pada masing-masing tekanan awal gas ( $p_0$ ) dengan variasi frekuensi saat kondisi *landing*

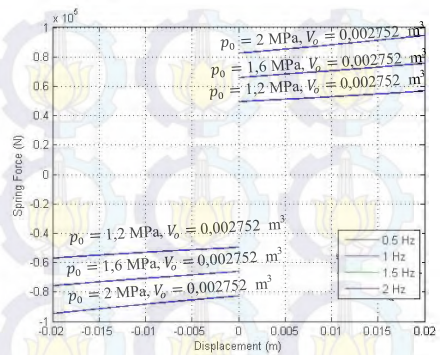
Jenis Gas	Tekanan Awal Gas ( $p_0$ )	Gaya Pegas (N)			
		0.5 Hz	1 Hz	1.5 Hz	2 Hz
Nitrogen	1,2 MPa	37073.04 N	37073.04 N	37073.04 N	37081.98N
	1,6 MPa	49430.72 N	49430.72 N	49430.72 N	49442.64 N
	2 MPa	61788.40 N	61788.40 N	61788.40 N	61803.30 N
Carbondioxide	1,2 MPa	37860.87 N	37860.87 N	37860.87 N	37871,67 N
	1,6 MPa	50481.17 N	50481.17 N	50481.17 N	50495.56 N
	2 MPa	63101.46 N	63101.46 N	63101.46 N	63119.44 N
Dry Air	1,2 MPa	38261.05 N	38261.05 N	38261.05 N	38272.79 N
	1,6 MPa	51014.73 N	51014.73 N	51014.73 N	51030.39 N
	2 MPa	63768.41 N	63768.41 N	63768.41 N	63787.99 N

Tabel 5.6 Parameter yang digunakan saat simulasi respon gaya pegas pada sistem suspensi *oleo-pneumatic*, pada luas penampang piston ( $A$ ), volume awal gas ( $V_0$ ), dan tekanan awal gas ( $p_0$ ) dengan variasi frekuensi saat kondisi *takeoff*

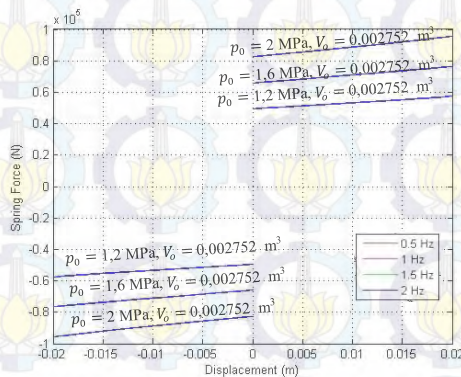
Jumlah Landing Gear	Luas Penampang Piston (A)	Volume Awal Gas ( $V_0$ )	Tekanan Awal Gas ( $p_0$ )	Frekuensi
3	$0,01376 \text{ m}^2$	$0,002752 \text{ m}^3$	1200000 Pa	0,5 Hz
				1 Hz
				1,5 Hz
				2 Hz
			1600000 Pa	0,5 Hz
				1 Hz
				1,5 Hz
				2 Hz
			2000000 Pa	0,5 Hz
				1 Hz
				1,5 Hz
				2 Hz

Nitrogen ( $n=1.1$ )Carbondioxide ( $n=1.3$ )

(a)



(b)

Dry Air ( $n=1.4$ )

(c)

Gambar 5.7 Grafik respon perpindahan gaya pegas pada luas penampang piston ( $A = 0,01376$  m<sup>2</sup>), volume awal gas ( $V_0 = 0,002752$  m<sup>3</sup>), dan tekanan awal gas ( $p_0 = 1,2 - 2$  Mpa) untuk berbagai jenis gas dengan variasi frekuensi saat kondisi *takeoff*

Tabel 5.7 Nilai gaya pegas maksimum untuk semua jenis gas dengan luas penampang piston ( $A = 0,01376 \text{ m}^2$ ) dan volume awal gas ( $V_0 = 0,002752 \text{ m}^3$ ) pada masing-masing tekanan awal gas ( $p_0$ ) dengan variasi frekuensi saat kondisi *takeoff*

Jenis Gas	Tekanan Awal Gas ( $p_0$ )	Gaya Pegas (N)			
		0.5 Hz	1 Hz	1.5 Hz	2 Hz
<i>Nitrogen</i>	1,2 MPa	55609.5 N	55609.5 N	55609.5 N	55622.97 N
	1,6 MPa	74146.08 N	74146.08 N	74146.08 N	74163.96 N
	2 MPa	94652.19 N	92682.60 N	92682.60 N	92704.95 N
<i>Carbondioxide</i>	1,2 MPa	56791.31 N	56791.31 N	56791.31 N	56807.50 N
	1,6 MPa	75721.75 N	75721.75 N	75721.75 N	75743.33 N
	2 MPa	94652.19 N	94652.19 N	94652.19 N	94679.17 N
<i>Dry Air</i>	1,2 MPa	57391.57 N	57391.57 N	57391.57 N	57409.19 N
	1,6 MPa	76522.10 N	76522.10 N	76522.10 N	76545.59 N
	2 MPa	95652.62 N	95652.62 N	95652.62 N	95681.98 N

Gambar 5.6 merupakan grafik respon gaya pegas terhadap perpindahan (a – b – c) pada luas penampang piston ( $A = 0,01376 \text{ m}^2$ ), volume awal gas ( $V_0 = 0,002752 \text{ m}^3$ ), dan tekanan awal gas ( $p_0 = 1,2 - 2 \text{ MPa}$ ) untuk berbagai jenis gas dengan variasi frekuensi saat kondisi *landing*. Sedangkan gambar 5.7 merupakan merupakan grafik respon gaya pegas terhadap perpindahan (a – b – c) pada luas penampang piston ( $A = 0,01376 \text{ m}^2$ ), volume awal gas ( $V_0 = 0,002752 \text{ m}^3$ ), dan tekanan awal gas ( $p_0 = 1,2 - 2 \text{ MPa}$ ) untuk berbagai jenis gas dengan variasi frekuensi saat kondisi *takeoff*. Variasi frekuensi yang digunakan yaitu 0.5 Hz; 1 Hz; 1.5 Hz; 2 Hz.

Pada keenam grafik tersebut tidak terlihat jelas perbedaan antara respon gaya pegas terhadap perpindahan pada masing-masing frekuensi. Hanya *trend line* pada frekuensi 2 Hz saja yang terlihat. Hal ini dikarenakan pada frekuensi 0.5 Hz sampai 1.5 Hz memiliki *trend line* yang berimpit dengan 2 Hz, tetapi hanya berbeda pada nilai gaya pegas yang dihasilkan. Pada frekuensi 0.5 Hz sampai 1.5 Hz baik saat ekspansi maupun kompresi memiliki nilai gaya pegas yang sama, namun nilainya akan naik pada saat



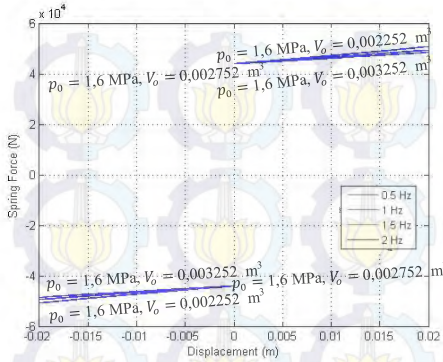
frekuensi 2 Hz. Hal ini dikarenakan frekuensi berbanding lurus dengan perpindahan, dan perpindahan berbanding lurus dengan gaya pegas yang dihasilkan. Dari masing-masing kondisi pesawat, dapat dilihat bahwa semakin besar tekanan awal gas ( $p_0$ ) yang digunakan, maka gaya pegas yang dihasilkan semakin besar. Pada saat sistem suspensi menggunakan  $p_0 = 2$  MPa, maka sistem ini akan menghasilkan gaya pegas yang paling besar untuk setiap jenis gas, yaitu dengan nitrogen akan menghasilkan gaya pegas maksimum sebesar 61803.30 N, dengan karbondioksida menghasilkan gaya pegas maksimum sebesar 63119.44 N, dan dengan udara kering menghasilkan gaya pegas maksimum sebesar 63787.99 N yang terjadi saat pesawat dalam kondisi *landing*. Sedangkan saat pesawat dalam kondisi *takeoff*, dengan nitrogen akan menghasilkan gaya pegas maksimum sebesar 92704.95 N, dengan karbondioksida menghasilkan 94679.17 N, dan dengan menggunakan udara kering menghasilkan gaya pegas maksimum sebesar 95681.98 N. Hal ini sesuai dengan persamaan gaya pegas yang digunakan pada silinder hidrolik (persamaan (4.4)), yaitu tekanan awal gas ( $p_0$ ) berbanding lurus dengan gaya pegas yang dihasilkan ( $F_k$ ).

Dan jika dilihat dari data pada tabel 5.5 dan 5.7, nilai gaya pegas yang dihasilkan pada saat *takeoff* lebih besar dibandingkan pada saat *landing*. Hal ini dikarenakan pada saat *takeoff*, ketiga *landing gear* pesawat terbang (*nose landing gear* dan *main landing gear*) dengan sistem suspensi oleo-pneumatic di dalamnya bekerja untuk meredam getaran akibat gaya eksitasi dari permukaan jalan, sedangkan pada saat *landing* hanya *main landing gear* saja yang bekerja untuk meredam getaran akibat *impact*. Gaya pegas yang dihasilkan oleh suatu sistem suspensi oleo-pneumatic akan semakin besar apabila semakin banyak jumlah sistem suspensi yang bekerja, semakin besar frekuensi dari perpindahan batang piston, dan semakin besar tekanan awal gas ( $p_0$ ) pada silinder hidrolik. Hal ini sesuai dengan persamaan gaya pegas pada silinder hidrolik yang digunakan (persamaan (4.6) dan (4.8)).

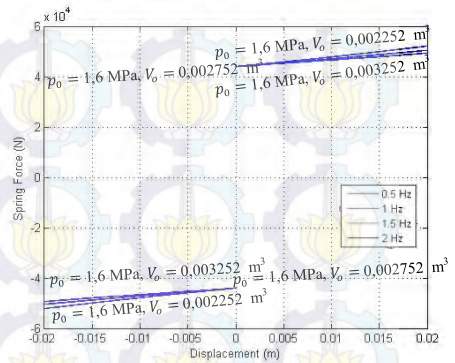
Untuk pemilihan tekanan awal gas ( $p_0$ ) yang digunakan, dipilih tekanan awal gas yang dapat menghasilkan gaya pegas paling besar, yaitu saat luas penampang piston  $A = 0,01376 \text{ m}^2$ , volume awal gas  $V_0 = 0,002752 \text{ m}^3$ , dan tekanan awal gas  $p_0 = 2 \text{ MPa}$  pada masing-masing jenis gas untuk kondisi *landing* maupun *takeoff*.

Tabel 5.8 Parameter yang digunakan saat simulasi respon gaya pegas pada sistem suspensi *oleo-pneumatic*, pada luas penampang piston (A), tekanan awal gas ( $p_0$ ), dan volume awal gas ( $V_0$ ), dan dengan variasi frekuensi saat kondisi *landing*

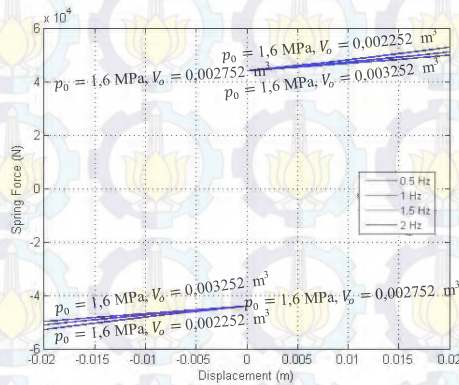
Jumlah Landing Gear	Luas Penampang Piston (A)	Tekanan Awal Gas ( $p_0$ )	Volume Awal Gas ( $V_0$ )	Frekuensi
2	0,01376 $\text{m}^2$	1600000 Pa	0,002252 $\text{m}^3$	0,5 Hz
				1 Hz
				1,5 Hz
				2 Hz
			0,002752 $\text{m}^3$	0,5 Hz
				1 Hz
				1,5 Hz
				2 Hz
			0,003252 $\text{m}^3$	0,5 Hz
				1 Hz
				1,5 Hz
				2 Hz

*Nitrogen (n=1.1)*

(a)

*Carbondioxide (n=1.3)*

(b)

*Dry Air (n=1.4)*

(c)

Gambar 5.8 Grafik respon gaya pegas terhadap perpindahan pada luas penampang piston ( $A = 0,01376 \text{ m}^2$ ), tekanan awal gas ( $p_0 = 1,6 \text{ MPa}$ ), dan volume awal gas ( $V_0 = 0,002252 - 0,003252 \text{ m}^3$ ) dengan variasi frekuensi saat kondisi *landing*



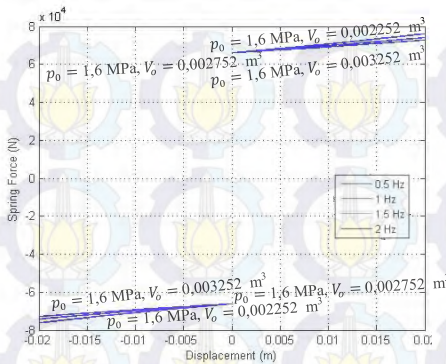
Tabel 5.9 Nilai gaya pegas maksimum untuk semua jenis gas pada luas penampang piston ( $A = 0,01376 \text{ m}^2$ ) dan tekanan awal gas ( $p_0 = 1,6 \text{ MPa}$ ) pada masing-masing volume awal gas ( $V_0$ ) dengan variasi frekuensi saat kondisi *landing*

Jenis Gas	Volume Awal Gas ( $V_0$ )	Gaya Pegas (N)			
		0.5 Hz	1 Hz	1.5 Hz	2 Hz
<i>Nitrogen</i>	0,002252 $\text{m}^3$	50804.64 N	50804.64 N	50804.64 N	50819.99 N
	0,002752 $\text{m}^3$	49430.72 N	49430.72 N	49430.72 N	49442.64 N
	0,003252 $\text{m}^3$	48520.16 N	48520.16 N	48520.16 N	48529.90 N
<i>Carbondioxide</i>	0,002252 $\text{m}^3$	52143.56 N	52143.56 N	52143.56 N	52162.18 N
	0,002752 $\text{m}^3$	50481.17 N	50481.17 N	50481.17 N	50495.56 N
	0,003252 $\text{m}^3$	49384.03 N	49384.03 N	49384.03 N	49395.75 N
<i>Dry Air</i>	0,002252 $\text{m}^3$	52826.19 N	52826.19 N	52826.19 N	52846.51 N
	0,002752 $\text{m}^3$	51014.73 N	51014.73 N	51014.73 N	51030.39 N
	0,003252 $\text{m}^3$	49821.72 N	49821.72 N	49821.72 N	49834.45 N

Tabel 5.10 Parameter yang digunakan saat simulasi respon gaya pegas pada sistem suspensi *oleo-pneumatic*, pada luas penampang piston ( $A$ ), tekanan awal gas ( $p_0$ ), dan volume awal gas ( $V_0$ ), dan dengan variasi frekuensi saat kondisi *takeoff*

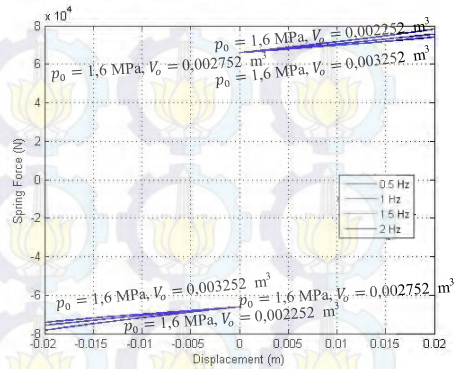
Jumlah Landing Gear	Luas Penampang Piston ( $A$ )	Tekanan Awal Gas ( $p_0$ )	Volume Awal Gas ( $V_0$ )	Frekuensi
3	0,01376 $\text{m}^2$	1600000 Pa	0,002252 $\text{m}^3$	0,5 Hz
				1 Hz
				1,5 Hz
				2 Hz
			0,002752 $\text{m}^3$	0,5 Hz
				1 Hz
				1,5 Hz
				2 Hz
			0,003252 $\text{m}^3$	0,5 Hz
				1 Hz
				1,5 Hz
				2 Hz

## Nitrogen (n=1.1)



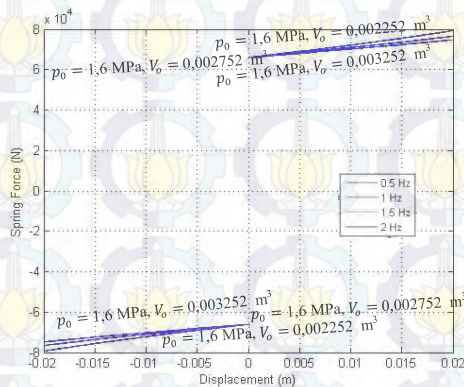
(a)

## Carbondioxide (n=1.3)



(b)

## Dry Air (n=1.4)



(c)

Gambar 5.9 Grafik respon gaya pegas terhadap perpindahan pada luas penampang piston ( $A = 0,01376 \text{ m}^2$ ), tekanan awal gas ( $p_0 = 1,6 \text{ MPa}$ ), dan volume awal gas ( $V_0 = 0,002252 - 0,003252 \text{ m}^3$ ) dengan variasi frekuensi saat kondisi *takeoff*

Tabel 5.11 Nilai gaya pegas maksimum untuk semua jenis gas pada luas penampang piston ( $A = 0,01376 \text{ m}^2$ ) dan tekanan awal gas ( $p_0 = 1,6 \text{ MPa}$ ) pada masing-masing volume awal gas ( $V_0$ ) dengan variasi frekuensi saat kondisi *takeoff*

Jenis Gas	Volume Awal Gas ( $V_0$ )	Gaya Pegas (N)			
		0.5 Hz	1 Hz	1.5 Hz	2 Hz
<i>Nitrogen</i>	$0,002252 \text{ m}^3$	76206.97 N	76206.97 N	76206.97 N	76229.99 N
	$0,002752 \text{ m}^3$	74146.08 N	74146.08 N	74146.08 N	74163.96 N
	$0,003252 \text{ m}^3$	72780.24 N	72780.24 N	72780.24 N	72794.85 N
<i>Carbondio-xide</i>	$0,002252 \text{ m}^3$	78215.34 N	78215.34 N	78215.34 N	78243.28 N
	$0,002752 \text{ m}^3$	75721.75 N	75721.75 N	75721.75 N	75743.33 N
	$0,003252 \text{ m}^3$	74076.05 N	74076.05 N	74076.05 N	74093.62 N
<i>Dry Air</i>	$0,002252 \text{ m}^3$	79239.29 N	79239.29 N	79239.29 N	79269.77 N
	$0,002752 \text{ m}^3$	76522.10 N	76522.10 N	76522.10 N	76545.59 N
	$0,003252 \text{ m}^3$	74732.58 N	74732.58 N	74732.58 N	74751.67 N

Gambar 5.8 merupakan grafik respon gaya pegas terhadap perpindahan ( $a - b - c$ ) pada luas penampang piston ( $A = 0,01376 \text{ m}^2$ ), tekanan awal gas ( $p_0 = 1,6 \text{ MPa}$ ), dan volume awal gas ( $V_0 = 0,002252 - 0,003252 \text{ m}^3$ ) untuk berbagai jenis gas dengan variasi frekuensi saat kondisi *landing*. Sedangkan untuk gambar 5.9 merupakan grafik respon gaya pegas terhadap perpindahan ( $a - b - c$ ) pada luas penampang piston ( $A = 0,01376 \text{ m}^2$ ), tekanan awal gas ( $p_0 = 1,6 \text{ MPa}$ ), dan volume awal gas ( $V_0 = 0,002252 - 0,003252 \text{ m}^3$ ) untuk berbagai jenis gas dengan variasi frekuensi saat kondisi *takeoff*. Variasi frekuensi yang digunakan yaitu 0.5 Hz; 1 Hz; 1.5 Hz; 2 Hz.

Pada keenam grafik tersebut tidak terlihat jelas perbedaan antara respon gaya pegas terhadap perpindahan pada masing-masing frekuensi. Hanya *trend line* pada frekuensi 2 Hz saja yang terlihat. Hal ini dikarenakan pada frekuensi 0.5 Hz sampai 1.5 Hz memiliki *trend line* yang berimpit dengan 2 Hz, tetapi hanya berbeda pada nilai gaya pegas yang dihasilkan. Pada frekuensi 0.5 Hz sampai 1.5 Hz baik saat ekspansi maupun kompresi, memiliki nilai gaya pegas yang sama, namun nilainya akan naik pada saat



frekuensi 2 Hz. Hal ini dikarenakan frekuensi berbanding lurus dengan perpindahan, dan perpindahan berbanding lurus dengan gaya pegas yang dihasilkan. Dari masing-masing kondisi pesawat, dapat dilihat bahwa semakin besar volume awal gas ( $V_0$ ) yang digunakan, maka gaya pegas yang dihasilkan semakin kecil. Contohnya saat menggunakan nitrogen dengan  $V_0 = 0,002252 \text{ m}^3$  menghasilkan gaya pegas maksimum sebesar 50819.99 N kemudian akan turun menjadi 49442.64 N saat  $V_0 = 0,002752 \text{ m}^3$ , begitu pula dengan jenis gas lain. Hal ini sesuai dengan persamaan gaya pegas yang digunakan pada silinder hidrolik (persamaan (4.2) dan (4.4)), yaitu semakin besar volume awal gas ( $V_0$ ), maka gaya pegas yang dihasilkan akan semakin kecil. Sedangkan semakin kecil volume awal gas ( $V_0$ ), maka gaya pegas yang dihasilkan akan semakin besar.

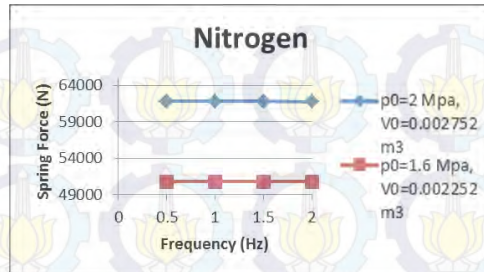
Dan jika dilihat dari data pada tabel 5.9 dan 5.11, nilai gaya pegas yang dihasilkan pada saat *takeoff* lebih besar dibandingkan pada saat *landing*. Hal ini dikarenakan pada saat *takeoff*, ketiga *landing gear* pesawat terbang (*nose landing gear* dan *main landing gear*) dengan sistem suspensi *oleo-pneumatic* di dalamnya bekerja untuk meredam getaran akibat gaya eksitasi dari permukaan jalan, sedangkan pada saat *landing* hanya *main landing gear* saja yang bekerja untuk meredam getaran akibat *impact*. Gaya pegas yang dihasilkan oleh suatu sistem suspensi *oleo-pneumatic* akan semakin besar apabila semakin banyak jumlah sistem suspensi yang bekerja, semakin besar frekuensi dari perpindahan batang piston, dan semakin kecil volume awal gas ( $V_0$ ) pada silinder hidrolik. Hal ini sesuai dengan persamaan gaya pegas pada silinder hidrolik yang digunakan (persamaan (4.4), (4.6) dan (4.8)).

Untuk pemilihan volume awal gas ( $V_0$ ) yang digunakan, dipilih volume awal gas ( $V_0$ ) yang dapat menghasilkan gaya pegas paling besar, yaitu saat luas penampang piston  $A = 0,01376 \text{ m}^2$ , tekanan awal gas  $p_0 = 1,6 \text{ MPa}$ , dan volume awal gas  $V_0 = 0,002252 \text{ m}^3$  pada masing-masing jenis gas untuk kondisi *landing* maupun *takeoff*.

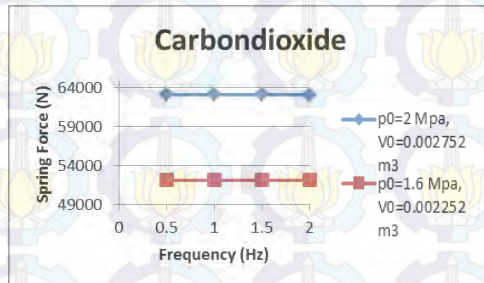
**Perbandingan gaya pegas antara variasi tekanan awal gas ( $p_0$ ) dengan variasi volume awal gas ( $V_0$ ) pada setiap jenis gas**

Dari hasil simulasi sistem suspensi *oleo-pneumatic* yang akan menghasilkan gaya pegas, pada variasi tekanan awal gas ( $p_0 = 1,2 - 2$  MPa) dengan volume awal gas konstan ( $V_0 = 0,002752$  m<sup>3</sup>) dipilih parameter terbaik yaitu ketika  $p_0 = 2$  Mpa. Sedangkan pada variasi volume awal gas ( $V_0 = 0,002252 - 0,003252$  m<sup>3</sup>) dengan tekanan awal gas konstan ( $p_0 = 1,6$  MPa) dipilih parameter terbaik yaitu ketika dan  $V_0 = 0,002252$  m<sup>3</sup>. Dari kedua parameter terbaik tersebut akan dibuat grafik perbandingan pengaruh variasi frekuensi terhadap gaya pegas maksimum yang dihasilkan dari sistem suspensi *oleo-pneumatic* pada kondisi *landing* maupun *takeoff*. Perbandingan antara kedua parameter terbaik tersebut dilakukan pada setiap jenis gas (nitrogen, karbondioksida, dan udara kering), kemudian akan dipilih salah satu yang mampu menghasilkan gaya pegas terbesar dan akan dijadikan sebagai parameter pada sistem suspensi *oleo-pneumatic* ketika dipasang di sistem pesawat terbang.

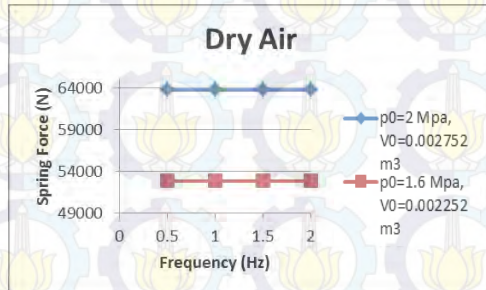
- **Kondisi Landing**



(a)



(b)



(c)

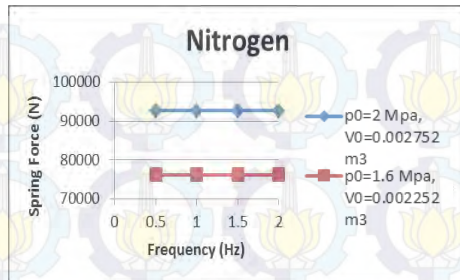
Gambar 5.10 Grafik perbandingan pengaruh variasi frekuensi terhadap gaya pegas maksimum yang dihasilkan dari sistem suspensi *oleo-pneumatic* antara variasi tekanan awal gas ( $p_0 = 2$  MPa,  $V_0 = 0,002752$  m<sup>3</sup>) dengan variasi volume awal gas ( $p_0 = 1,6$  MPa,  $V_0 = 0,002252$  m<sup>3</sup>) pada kondisi *landing*



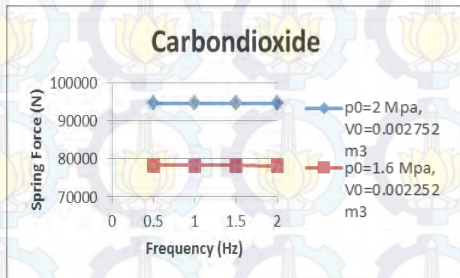
Dari gambar 5.10, dapat dilihat bahwa variasi tekanan awal gas ( $p_0 = 2 \text{ MPa}$ ,  $V_0 = 0,002752 \text{ m}^3$ ) dan variasi volume awal gas ( $p_0 = 1,6 \text{ MPa}$ ,  $V_0 = 0,002252 \text{ m}^3$ ) memiliki *trend line* yang sama untuk masing-masing jenis gas, yaitu terlihat konstan walaupun frekuensinya berbeda, hal ini dikarenakan perbedaan nilai gaya pegas yang di hasilkan pada setiap frekuensi sangat kecil.

Apabila dilihat pada setiap jenis gas, maka variasi tekanan awal gas ( $p_0 = 2 \text{ MPa}$ ,  $V_0 = 0,002752 \text{ m}^3$ ) menghasilkan gaya pegas yang lebih besar dibandingkan dengan variasi volume awal gas ( $p_0 = 1,6 \text{ MPa}$ ,  $V_0 = 0,002252 \text{ m}^3$ ). Maka dari itu variasi yang dipilih untuk digunakan sebagai parameter pada sistem pesawat terbang saat *landing* yaitu variasi yang menghasilkan gaya pegas terbesar pada setiap jenis gas, agar mampu meredam getaran dengan maksimal. Sehingga dipilih luas penampang piston  $A = 0,01376 \text{ m}^2$ , tekanan awal gas  $p_0 = 2 \text{ MPa}$  dan volume awal gas  $V_0 = 0,002752 \text{ m}^3$ .

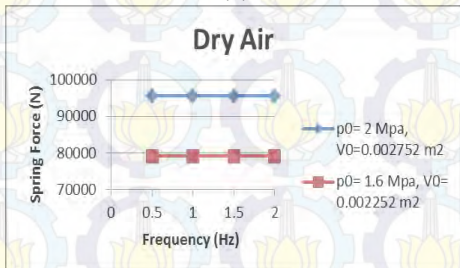
- **Kondisi Takeoff**



(a)



(b)



(c)

Gambar 5.11 Grafik perbandingan pengaruh variasi frekuensi terhadap gaya pegas maksimum yang dihasilkan dari sistem suspensi *oleo-pneumatic* antara variasi tekanan awal gas ( $p_0 = 2 \text{ MPa}$ ,  $V_0 = 0,002752 \text{ m}^3$ ) dengan variasi volume awal gas ( $p_0 = 1,6 \text{ MPa}$ ,  $V_0 = 0,002252 \text{ m}^3$ ) pada kondisi *takeoff*

Dari gambar 5.11, dapat dilihat bahwa variasi tekanan awal gas ( $p_0 = 2 \text{ MPa}$ ,  $V_0 = 0,002752 \text{ m}^3$ ) dan variasi volume awal gas ( $p_0 = 1,6 \text{ MPa}$ ,  $V_0 = 0,002252 \text{ m}^3$ ) memiliki *trend line* yang sama untuk masing-masing jenis gas, yaitu terlihat konstan walaupun frekuensinya berbeda, hal ini dikarenakan perbedaan nilai gaya pegas yang di hasilkan pada setiap frekuensi sangat kecil.

Apabila dilihat pada setiap jenis gas, maka variasi tekanan awal gas ( $p_0 = 2 \text{ MPa}$ ,  $V_0 = 0,002752 \text{ m}^3$ ) menghasilkan gaya pegas yang lebih besar dibandingkan dengan variasi volume awal gas ( $p_0 = 1,6 \text{ MPa}$ ,  $V_0 = 0,002252 \text{ m}^3$ ). Maka dari itu variasi yang dipilih untuk digunakan sebagai parameter pada sistem pesawat terbang saat *takeoff* yaitu variasi yang menghasilkan gaya pegas terbesar pada setiap jenis gas, agar mampu meredam getaran dengan maksimal. Sehingga dipilih luas penampang piston  $A = 0,01376 \text{ m}^2$ , tekanan awal gas  $p_0 = 2 \text{ MPa}$  dan volume awal gas  $V_0 = 0,002752 \text{ m}^3$ .

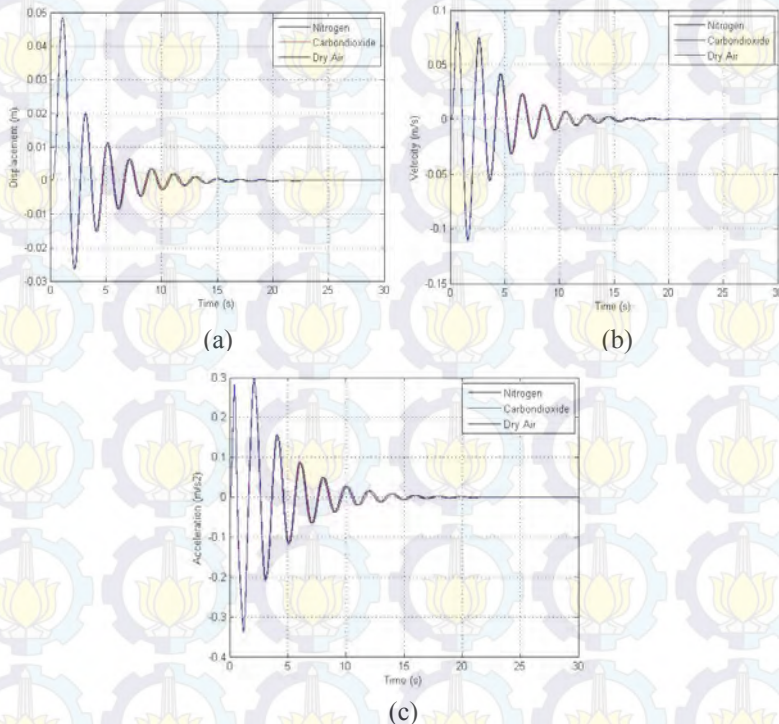
## 5.2. Respon Dinamis Sistem Pesawat Terbang dengan Penambahan Sistem Suspensi *Oleo-Pneumatic*

Setelah dilakukan simulasi pada sistem suspensi *oleo-pneumatic*, sistem suspensi tersebut diaplikasikan pada sistem pesawat terbang dengan input yang digunakan, yaitu input *bump modified* dan input sinusoidal. Input *bump modified* digunakan untuk simulasi respon dinamis sistem pesawat terbang saat mengalami proses *landing*, sedangkan input sinusoidal digunakan untuk simulasi respon dinamis sistem pesawat terbang saat mengalami proses *takeoff*. Untuk sistem suspensi *oleo-pneumatic* tersebut digunakan spesifikasi pada silinder hidrolis, yaitu massa jenis minyak  $\rho = 912 \text{ kg/m}^3$ , luas penampang piston  $A = 0,01376 \text{ m}^2$ , luas penampang *orifice*  $A_o = 0,0006412 \text{ m}^2$ , volume awal gas  $V_0 = 0,002752 \text{ m}^3$ , dan tekanan awal gas  $p_0 = 2 \text{ MPa}$ . Selain itu digunakan tiga variasi gas pada silinder hidrolis yaitu nitrogen ( $n = 1.1$ ), karbondioksida ( $n=1.3$ ), dan udara kering ( $n=1.4$ ) sebagai penghasil gaya pegas.



### 5.2.1 Input *Bump* yang Dimodifikasi ( Kondisi *Landing* )

- *Severity parameter* = 1



Gambar 5.12 Grafik respon (a) perpindahan, (b) kecepatan, (c) percepatan pada penumpang pesawat terbang terhadap waktu dengan input *bump modified* ( $\gamma = 1$ )

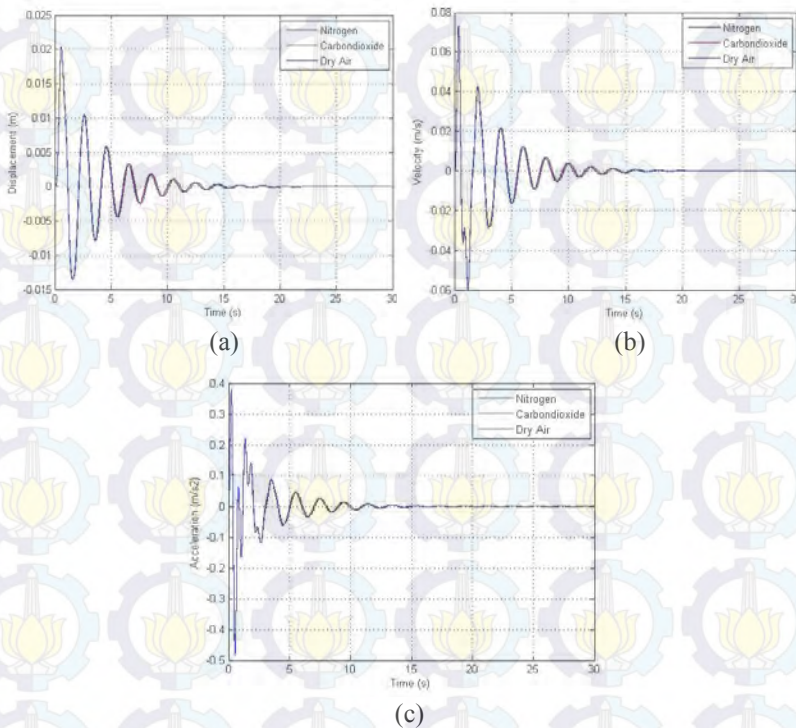
Tabel 5.12. Nilai perpindahan, kecepatan, dan percepatan maksimum pada penumpang pesawat terbang terhadap waktu dengan input *bump modified* ( $\gamma = 1$ )

Jenis Gas	Perpindahan maksimum (m)	Kecepatan maksimum (m/s)	Percepatan maksimum ( $m/s^2$ )	Settling time (detik)
Nitrogen	0,0486	0,0875	0,2895	25
Karbondioksida	0,0486	0,0887	0,2953	
Udara kering	0,0485	0,0897	0,2996	

Gambar 5.12 merupakan grafik respon dinamis sistem pesawat terbang berupa perpindahan (a), kecepatan (b), dan percepatan (c) pada penumpang pesawat terbang terhadap waktu dengan input *bump modified* ( $\gamma = 1$ ). Dari ketiga grafik tersebut respon *transient* yang didapat hampir sama, yaitu mencapai kondisi *steady state* sebelum 25 detik. Pada grafik respon perpindahan 5.12 (a) dan tabel 5.12, nilai maksimum perpindahan sangat kecil, yaitu sebesar 0,0486 m saat menggunakan nitrogen dan karbondioksida, dan 0,0485 m saat menggunakan udara kering. Pada grafik respon kecepatan 5.12 (b) nilai maksimum kecepatan sebesar 0,0875 m/s saat menggunakan nitrogen, 0,0887 m/s saat menggunakan karbondioksida, dan 0,0897 m/s saat menggunakan udara kering. Pada grafik respon percepatan 5.12 (c) nilai maksimum percepatan sebesar 0,2895 m/s<sup>2</sup> saat menggunakan nitrogen, 0,2953 m/s<sup>2</sup> saat menggunakan karbondioksida, dan 0,2996 m/s<sup>2</sup> saat menggunakan udara kering. Pada tabel 5.12 terlihat bahwa nilai maksimum perpindahan pada penumpang terjadi saat menggunakan nitrogen dan karbondioksida sebagai fluida gas pada sistem suspensi *oleo-pneumatic*, sedangkan nilai maksimum kecepatan dan percepatan pada penumpang terjadi saat menggunakan udara kering sebagai fluida gas pada sistem suspensi *oleo-pneumatic*.

Dari ketiga jenis gas yang digunakan pada simulasi, hasil dari nilai perpindahan, kecepatan dan percepatan pada penumpang sangat kecil. Dan apabila dibandingkan antara ketiga jenis gas yang dipakai pada sistem suspensi *oleo-pneumatic* tersebut, maka sebaiknya menggunakan udara kering sebagai fluida gas pada sistem suspensi *oleo-pneumatic* karena harganya yang paling murah dibandingkan dengan nitrogen dan karbondioksida. dan ketersediannya yang melimpah di alam.

- *Severity parameter* = 5



Gambar 5.13 Grafik respon (a) perpindahan, (b) kecepatan, (c) percepatan pada penumpang pesawat terbang terhadap waktu dengan input *bump modified* ( $\gamma = 5$ )

Tabel 5.13. Nilai perpindahan, kecepatan, dan percepatan maksimum pada penumpang pesawat terbang terhadap waktu dengan input *bump modified* ( $\gamma = 5$ )

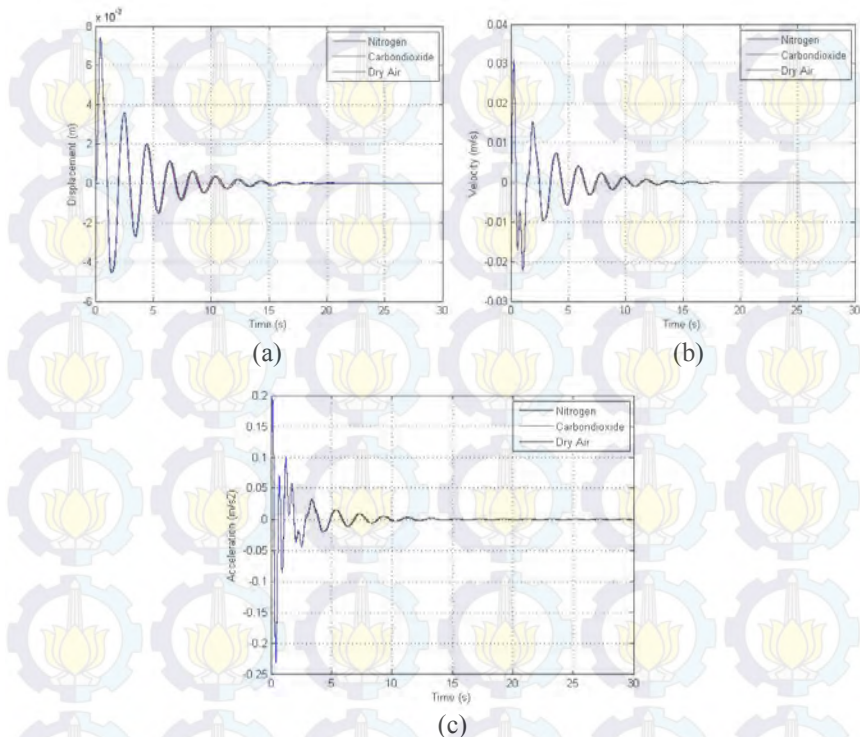
Jenis Gas	Perpindahan maksimum (m)	Kecepatan maksimum (m/s)	Percepatan maksimum (m/s <sup>2</sup> )	Settling time (detik)
Nitrogen	0,02025	0,0721	0,3707	25
Karbondioksida	0,02035	0,0728	0,3759	
Udara kering	0,0204	0,0734	0,3800	



Gambar 5.13 merupakan grafik respon dinamis sistem pesawat terbang berupa perpindahan (a), kecepatan (b), dan percepatan (c) pada penumpang pesawat terbang terhadap waktu dengan input *bump modified* ( $\gamma = 1$ ). Dari ketiga grafik tersebut respon *transient* yang didapat hampir sama, yaitu mencapai kondisi *steady state* sebelum 25 detik. Pada grafik respon perpindahan 5.13 (a) dan tabel 5.13, nilai maksimum perpindahan sangat kecil, yaitu sebesar 0,02025 m saat menggunakan nitrogen, 0,02035 m saat menggunakan karbondioksida, dan 0,0204 m saat menggunakan udara kering. Pada grafik respon kecepatan 5.13 (b) nilai maksimum kecepatan sebesar 0,0721 m/s saat menggunakan nitrogen, 0,0728 m/s saat menggunakan karbondioksida, dan 0,0734 m/s saat menggunakan udara kering. Pada grafik respon percepatan 5.13 (c) nilai maksimum percepatan sebesar 0,3707 m/s<sup>2</sup> saat menggunakan nitrogen, 0,3759 m/s<sup>2</sup> saat menggunakan karbondioksida, dan 0,3800 m/s<sup>2</sup> saat menggunakan udara kering. Pada tabel 5.13 terlihat bahwa nilai maksimum perpindahan, kecepatan, dan percepatan pada penumpang terjadi saat menggunakan udara kering sebagai fluida gas pada sistem suspensi *oleo-pneumatic*.

Dari ketiga jenis gas yang digunakan pada simulasi, hasil dari nilai perpindahan, kecepatan dan percepatan pada penumpang sangat kecil. Dan apabila dibandingkan antara ketiga jenis gas yang dipakai pada sistem suspensi *oleo-pneumatic* tersebut, maka sebaiknya menggunakan udara kering sebagai fluida gas pada sistem suspensi *oleo-pneumatic* karena harganya yang paling murah dibandingkan dengan nitrogen dan karbondioksida. dan ketersediannya yang melimpah di alam.

- **Severity parameter = 20**



Gambar 5.14 Grafik respon (a) perpindahan, (b) kecepatan, (c) percepatan pada penumpang pesawat terbang terhadap waktu dengan input *bump modified* ( $\gamma = 20$ )

Tabel 5.14. Nilai perpindahan, kecepatan, dan percepatan maksimum pada penumpang pesawat terbang terhadap waktu dengan input *bump modified* ( $\gamma = 20$ )

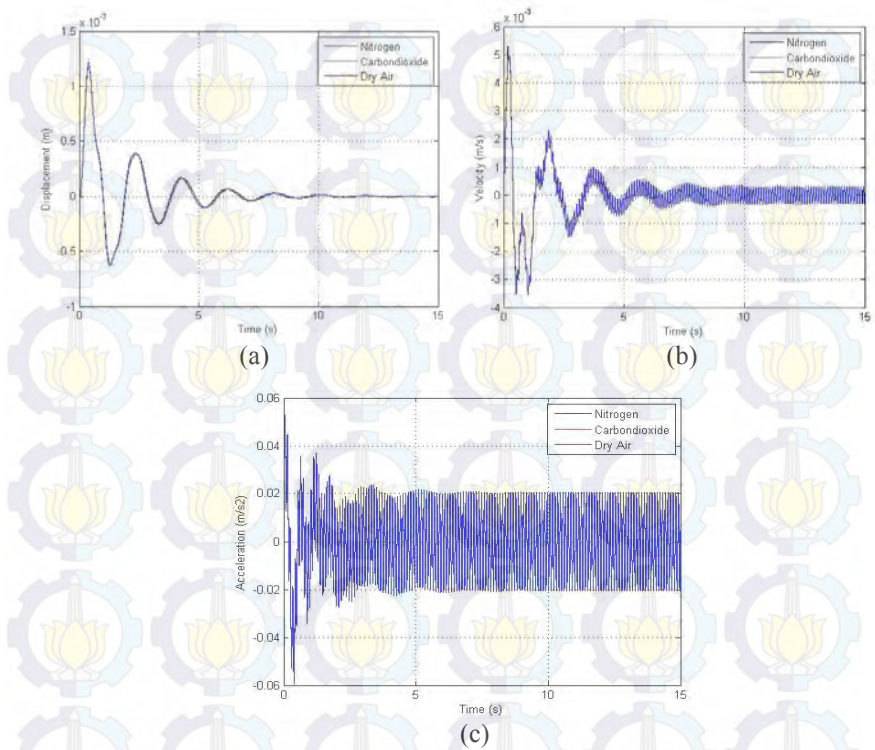
Jenis Gas	Perpindahan maksimum (m)	Kecepatan maksimum (m/s)	Percepatan maksimum (m/s <sup>2</sup> )	Settling time (detik)
Nitrogen	0,00739	0,0305	0,1919	25
Karbendioksida	0,00741	0,0307	0,1937	
Udara kering	0,00743	0,0308	0,1951	

Gambar 5.14 merupakan grafik respon dinamis sistem pesawat terbang berupa perpindahan (a), kecepatan (b), dan percepatan (c) pada penumpang pesawat terbang terhadap waktu dengan input *bump modified* ( $\gamma = 1$ ). Dari ketiga grafik tersebut respon *transient* yang didapat hampir sama, yaitu mencapai kondisi *steady state* sebelum 25 detik. Pada grafik respon perpindahan 5.14 (a) dan tabel 5.14, nilai maksimum perpindahan sangat kecil, yaitu sebesar 0,00739 m saat menggunakan nitrogen, 0,00741 m saat menggunakan karbondioksida, dan 0,00743 m saat menggunakan udara kering. Pada grafik respon kecepatan 5.14 (b) nilai maksimum kecepatan sebesar 0,0305 m/s saat menggunakan nitrogen, 0,0307 m/s saat menggunakan karbondioksida, dan 0,0308 m/s saat menggunakan udara kering. Pada grafik respon percepatan 5.14 (c) nilai maksimum percepatan sebesar 0,1919 m/s<sup>2</sup> saat menggunakan nitrogen, 0,1937 m/s<sup>2</sup> saat menggunakan karbondioksida, dan 0,1951 m/s<sup>2</sup> saat menggunakan udara kering. Pada tabel 5.14 terlihat bahwa nilai maksimum perpindahan, kecepatan, dan percepatan pada penumpang terjadi saat menggunakan udara kering sebagai fluida gas pada sistem suspensi *oleo-pneumatic*.

Dari ketiga jenis gas yang digunakan pada simulasi, hasil dari nilai perpindahan, kecepatan, dan percepatan pada penumpang sangat kecil. Dan apabila dibandingkan antara ketiga jenis gas yang dipakai pada sistem suspensi *oleo-pneumatic* tersebut, maka sebaiknya menggunakan udara kering sebagai fluida gas pada sistem suspensi *oleo-pneumatic* karena harganya yang paling murah dibandingkan dengan nitrogen dan karbondioksida. dan ketersediannya yang melimpah di alam.



### 5.2.2 Input Sinusoidal (Kondisi Takeoff)



Gambar 5.15 Grafik respon (a) perpindahan, (b) kecepatan, (c) percepatan pada penumpang pesawat terbang terhadap waktu dengan input sinusoidal

Tabel 5.15. Nilai perpindahan, kecepatan, dan percepatan maksimum pada penumpang pesawat terbang terhadap waktu dengan input sinusoidal

Jenis Gas	Perpindahan maksimum (m)	Kecepatan maksimum (m/s)	Percepatan maksimum ( $\text{m/s}^2$ )	Percepatan RMS dari getaran ( $\text{m/s}^2$ )	<i>Settling time</i> (detik)
Nitrogen	0,0012	0,0052	0,0517	0,0168	15
Karbondioksida	0,0012	0,0053	0,0524	0,0170	
Udara kering	0,0012	0,0053	0,0527	0,0171	

Gambar 5.15 merupakan grafik respon (a) perpindahan, (b) kecepatan, dan (c) percepatan pada penumpang terhadap waktu sistem pesawat terbang dengan penambahan sistem suspensi oleo-pneumatic pada kecepatan pesawat terbang saat *takeoff* yaitu sebesar 196 knots = 362,992 km/jam. Dari ketiga grafik tersebut dapat dilihat bahwa respon dari grafik merupakan respon *steady state*. Dari ketiga grafik tersebut respon yang didapat hampir sama, yaitu mencapai kondisi *steady state* sebelum 15 detik. Pada grafik respon perpindahan, nilai maksimum perpindahan sangat kecil, yaitu sebesar 0,0012 m saat menggunakan nitrogen, karbondioksida maupun udara kering. Pada grafik respon kecepatan, nilai maksimum kecepatan sebesar 0,0052 m/s saat menggunakan nitrogen, 0,0053 m/s saat menggunakan karbondioksida dan udara kering. Pada grafik respon percepatan nilai maksimum percepatan sebesar 0,0517  $\text{m/s}^2$  saat menggunakan nitrogen, 0,0524  $\text{m/s}^2$  saat menggunakan karbondioksida, dan 0,0527  $\text{m/s}^2$  saat menggunakan udara kering.

Untuk menganalisa kenyamanan kendaraan akibat eksitasi sinusoidal digunakanlah standar ISO 2631. Nilai RMS untuk percepatan getaran penumpang saat pesawat *takeoff* adalah sebesar 0,0168  $\text{m/s}^2$  ketika menggunakan nitrogen, 0,0170  $\text{m/s}^2$  ketika menggunakan karbondioksida, dan 0,0171  $\text{m/s}^2$  ketika menggunakan udara kering. Dari ketiga jenis gas yang digunakan pada simulasi, hasil dari nilai RMS untuk percepatan getaran penumpang adalah tidak ada keluhan (nyaman) apabila

dibandingkan dengan standar ISO 2631. Maka dari itu sebaiknya menggunakan udara kering sebagai fluida gas pada sistem suspensi oleo-pneumatic karena harganya yang paling murah dibandingkan dengan nitrogen dan karbondioksida dan ketersediannya yang melimpah di alam.

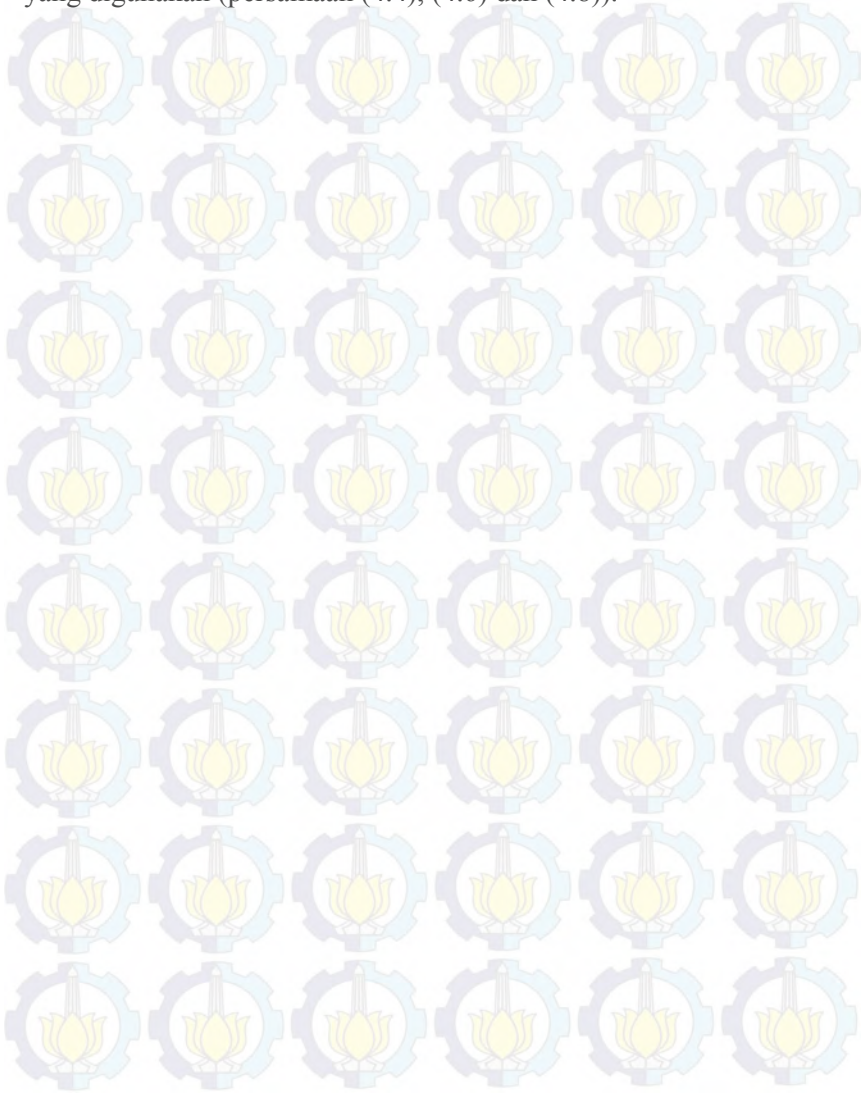
### **Perbandingan Respon Dinamis Penumpang Pesawat saat Kondisi *Landing* dan *Takeoff***

Pada gambar 5.12, 5.13, dan 5.14 dapat diketahui bahwa ketiga jenis respon baik perpindahan, kecepatan, maupun percepatan dipengaruhi oleh *severity parameter* ( $\gamma$ ), yaitu 1 untuk *low impact*, 5 untuk *less severe impact*, dan 20 untuk *more severe impact*. Dari grafik tersebut tampak bahwa semakin besar nilai  $\gamma$ , semakin kecil respon yang dihasilkan, baik perpindahan, kecepatan, maupun percepatan pada penumpang pesawat. Hal ini disebabkan oleh eksitasi yang digunakan terdapat fungsi dari *severity parameter*. Berdasarkan persamaan 4.18 didapatkan bahwa semakin besar nilai *severity parameter*, maka pada waktu yang sama, eksitasi yang dihasilkan akan semakin kecil. Oleh karenanya, semua respon dinamis pada penumpang pesawat akan menurun seiring dengan meningkatnya *severity parameter*.

Pada gambar 5.15 (kondisi *takeoff*) dapat diketahui bahwa ketiga jenis respon baik perpindahan, kecepatan, maupun percepatan pada penumpang pesawat memiliki nilai yang lebih kecil daripada gambar 5.12, 5.13, dan 5.14 (kondisi *landing*), hal ini dikarenakan pada saat *takeoff*, ketiga *landing gear* pesawat terbang (*nose landing gear* dan *main landing gear*) dengan sistem suspensi oleo-pneumatic di dalamnya bekerja untuk meredam getaran akibat gaya eksitasi dari permukaan jalan, sedangkan pada saat *landing* hanya *main landing gear* saja yang bekerja untuk meredam getaran akibat *impact*. Semakin banyak jumlah sistem suspensi yang bekerja, maka gaya redam dan gaya pegas yang dihasilkan akan semakin besar, sehingga respon dinamis yang dihasilkan akan semakin kecil. Hal ini sesuai dengan rumus gaya redam pada silinder hidrolik yang digunakan (persamaan



(4.13) dan (4.14)) dan rumus gaya pegas pada silinder hidrolik yang digunakan (persamaan (4.4), (4.6) dan (4.8)).



## BAB VI

### KESIMPULAN DAN SARAN

#### 6.1 Kesimpulan

Berdasarkan hasil simulasi dan analisis pada sistem suspensi *oleo-pneumatic* dan sistem pesawat terbang dengan penambahan sistem suspensi *oleo-pneumatic*, maka dapat disimpulkan bahwa :

1. Semakin besar frekuensi, maka gaya redam yang dihasilkan akan semakin besar. Hal ini dikarenakan frekuensi berbanding lurus dengan perpindahan maupun kecepatan, kemudian perpindahan maupun kecepatan juga berbanding lurus dengan gaya redam yang dihasilkan.
2. Semakin besar frekuensi, maka gaya pegas yang dihasilkan akan semakin besar. Hal ini dikarenakan frekuensi berbanding lurus dengan perpindahan, dan perpindahan berbanding lurus dengan gaya pegas yang dihasilkan.
3. Semakin kecil luas penampang *orifice* ( $A_o$ ) yang digunakan pada sistem suspensi *oleo-pneumatic*, maka gaya redam yang dihasilkan semakin besar. Hal ini sesuai dengan persamaan gaya redam yang digunakan pada silinder hidrolis, yaitu kuadrat luas penampang *orifice* ( $A_o^2$ ) berbanding terbalik dengan gaya redam yang dihasilkan ( $F_d$ ).
4. Semakin besar tekanan awal gas ( $p_0$ ) yang digunakan pada sistem suspensi *oleo-pneumatic*, maka gaya pegas yang dihasilkan semakin besar. Hal ini sesuai dengan persamaan gaya pegas yang digunakan pada silinder hidrolis, yaitu tekanan awal gas ( $p_0$ ) berbanding lurus dengan gaya pegas yang dihasilkan ( $F_k$ ).
5. Semakin besar volume awal gas ( $V_o$ ) yang digunakan, maka gaya pegas yang dihasilkan semakin kecil. Hal ini sesuai dengan persamaan gaya pegas yang digunakan pada silinder hidrolis, yaitu semakin besar volume awal gas ( $V_o$ ), gaya pegas yang dihasilkan akan semakin kecil. Sedangkan semakin

kecil volume awal gas ( $V_o$ ), gaya pegas yang dihasilkan akan semakin besar.

6. Pada sistem pesawat terbang dengan penambahan sistem suspensi *oleo-pneumatic* untuk input *bump modified* (kondisi *landing*), seluruh respon merupakan respon *transient* dan mencapai kondisi *steady state* kurang dari 25 detik.
7. Pada sistem pesawat terbang dengan penambahan sistem suspensi *oleo-pneumatic* untuk input *sinusoidal* (kondisi *takeoff*) dengan kecepatan pesawat terbang saat *takeoff* yaitu sebesar 196 knots = 362,992 km/jam, grafik respon perpindahan, kecepatan, dan percepatan mencapai kondisi *steady state* sebelum 15 detik.
8. Nilai RMS untuk percepatan getaran penumpang saat pesawat *takeoff* adalah sebesar 0.0168 m/s<sup>2</sup> ketika menggunakan nitrogen, 0.0170 m/s<sup>2</sup> ketika menggunakan karbondioksida, dan 0.0171 m/s<sup>2</sup> ketika menggunakan udara kering. Dari ketiga jenis gas yang digunakan pada simulasi, hasil dari nilai RMS untuk percepatan getaran penumpang adalah tidak ada keluhan (nyaman) apabila dibandingkan dengan standar ISO 2631.

## 6.2 Saran

Berdasarkan penelitian yang telah dilakukan, saran untuk pengembangan dalam penelitian selanjutnya adalah sebagai berikut:

1. Harus dilakukan uji eksperimen untuk memvalidasi simulasi dari hasil matematis pemodelan pada sistem suspensi *oleo-pneumatic* dan sistem pesawat terbang dengan penambahan sistem suspensi *oleo-pneumatic* pada tiap-tiap variasi.
2. Dilakukan perkembangan sistem suspensi *oleo-pneumatic* menjadi sistem suspensi aktif agar aliran fluida di dalam silinder hidrolis dapat diatur sehingga lebih efektif dalam mengurangi getaran.



## DAFTAR PUSTAKA

- [1] Abdurahman A. Alroqi dan Weiji Wang. 2015. "Comparison of Aircraft Tire wear with Initial Wheel Rotational Speed". **International Journal of Aviation, Aeronautics, and Aerospace**. Vol 2 Issue 1. 3-2-2015
- [2] Currey, N.S.. 1998. **Aircraft Landing Gear Design : Principles and Practices**. AIAA Education Series.
- [3] Divakaran V.N, Dr. Ravi Kumar, G.V.V, dan Srinivasa Rao P. 2006. **Aircraft Landing Gear Design & Development** : Bangalore, India. Infosys Limited.
- [4] Fox dan McDonald's. 2011. **Introduction to Fluid Mechanics Eighth Edition**. Amerika: John Wiley & Sons, Inc.
- [5] Freymann, R. 1991. "Actively Damped Landing Gear System". **Landing gear Design Load Conference** No. 20, AGARD CP-484, 1991.
- [6] George Lewis, dan Rob Morgan. 2009. **Boeing 747-400 Aircraft Operations Manual First Edition**. Global Virtual Airlines Group.
- [7] Haitao Wang, J.T. Xing, W.G. Price, dan Wiji Li. 2008. "An Investigation of an Active Landing Gear System to Reduce Aircraft Vibrations Caused by Landing Impact and Runway Excitations". **Journal of Sound and Vibration** 317 (2008) 50–66.
- [8] Ikhsan, Muhammad. 2008. **Perancangan Suspensi Depan**. Jakarta : FT UI.
- [9] ISO: Guide for The Evaluation of Human Exposure to Whole-Body Vibration. 1997. International Standart 2631. **International Organization for Standardization**.
- [10] Jia, Y.H. 1999. "Taxiing Performance Analysis of Active Control of Landing Gear". **Acta Aeronautica et Aeronautica Sinica** 20 (6) (1999) 545-548.
- [11] Liu Hailiang dan Wang Lixin. 2014. "Assesment of Landing Gear Desain based on the Virtual Testing and

- Evaluation Methodology”. **Procedia Engineering** 99 (2015) 898 – 904.
- [12] Rao, Singiresu S. 2011. **Mechanical Vibrations Fifth Edition**. Miami: Pearson Education, Inc.
- [13] Santosa, Dikki Tesna, Sumardi, dan Triwiyatno, Aris. 2012. “Perancangan Sistem Suspensi Aktif Nonlinear Tipe Paralel dengan Kendali *Hybrid* Fuzzy PID pada Model SeperempatKendaraan. Semarang: Universitas Dipenogoro.
- [14] Setiawan, Listy F. 2014. **Modeling and Analysis of The Influence of Asymmetrical Damper on The Ride Comfort of The Vehicle**. Surabaya: Teknik Mesin ITS.
- [15] Suh, Junghoon. 2014. **Redesign and Stress Analysis of Simplified Landing Gear**. Korea : BEng Mechanical Engineering.
- [16] Wikipedia. 2015. **Vibration**, <URL: <http://en.wikipedia.org/wiki/Vibration>>
- [17] Wikipedia. 2015. “Peredam Kejut”, <URL: [https://id.wikipedia.org/wiki/Peredam\\_kejut](https://id.wikipedia.org/wiki/Peredam_kejut)>
- [18] Zessar, Faldy dan Wasiwitono, Unggul. 2012. “Desain dan Analisa Sistem Suspensi Kendaraan Multiguna Pedesaan”. Surabaya: Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya.

## BIODATA PENULIS



**Yunita Hestiningrum** dilahirkan di Bogor, 22 Juni 1994 anak yang terlahir dari orangtua terbaik bernama Moch. Yasin dan Siti Nur Laela Dewi. Riwayat pendidikan penulis diawali di SDN Sugihwaras II, Kec. Prambon, Kab. Nganjuk pada tahun 2000-2006. Penulis melanjutkan pendidikannya di SMPN I Prambon, Kab. Nganjuk pada tahun 2006-2009, kemudian melanjutkan pendidikannya di SMAN 2 Kediri pada tahun 2009-2012. Selanjutnya penulis melanjutkan pendidikan jenjang S-1 Jurusan

Teknik Mesin di Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS) Surabaya melalui jalur SNMPTN Undangan.

Penulis aktif dalam kegiatan akademik maupun organisasi selama perkuliahan. Penulis juga pernah menjadi asisten dosen di kelas maupun asisten Laboratorium Perpindahan Panas. Dalam organisasi kemahasiswaan, penulis aktif menjadi staff Departemen Hubungan Luar di Himpunan Mahasiswa Mesin (HMM) dan staff Divisi Marbot di Lembaga Dakwah Jurusan Ash-Shaff pada tahun 2013-2014. Pada tahun 2014-2015, penulis aktif menjadi sekretaris Departemen Hubungan Luar HMM dan anggota Divisi Marbot di Lembaga Dakwah Jurusan Ash-Shaff.

Motto hidup penulis adalah *"Today's dreams are tomorrow's successful"* menjadikan penulis lebih bersemangat dan berusaha keras untuk mencapai sesuatu yang diinginkannya. Untuk semua informasi dan masukan terkait tugas akhir ini dapat menghubungi penulis melalui email [ningrumyunita@yahoo.co.id](mailto:ningrumyunita@yahoo.co.id).





***“Halaman ini sengaja dikosongkan”***